

GRADO EN VEHÍCULOS AEROESPACIALES

Estudio de las etapas de diseño de un vehículo espacial tetherizado en Júpiter

Trabajo de Fin de Grado

Autor:

Aida Filgueira Pallas

Tutor: Miguel Delgado Prieto

Co-tutor: Fermín Navarro Medina

Convocatoria: Junio 2020



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

**Escola Superior d'Enginyeries Industrial,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa**

Índice general

1. Abstract	6
2. Declaración de honor	7
3. Introducción	8
3.1. El estándar Cubesat	8
3.2. Proceso de diseño	11
3.2.1. El proceso seguido	12
3.3. Características de Júpiter	13
3.4. Contaminación en el espacio	14
4. Definición de la misión	15
4.1. Top-Level Mission Requirements	15
4.2. Carga de pago	16
4.2.1. Toma de imágenes en el espacio	16
4.2.2. Definición del instrumento	17
4.3. Diseño de la misión	20
4.4. Órbita	21
4.5. Lanzamiento	25
4.5.1. Fundamentos	25
4.5.2. Vehículo lanzador	25
4.5.3. Base de lanzamiento	29
5. Diseño del satélite	31
5.1. Configuración del vehículo	31
5.2. Aviónica	33
5.3. Subsistema de Determinación y Control de Actitud y Órbita (AODCS)	34
5.3.1. Fundamentos	34
5.3.2. Propuesta del subsistema	36
5.4. Subsistema de Propulsión	38
5.4.1. Propuesta del subsistema	38
5.5. Subsistema de Comando y Manejo de Datos	39
5.5.1. Fundamentos	39
5.5.2. Propuesta del subsistema	39
5.6. Subsistema de Comunicaciones	41
5.6.1. Enlace de descarga	41
5.6.2. Propuesta del subsistema	46
5.7. Subsistema de Potencia	49

5.7.1. Fundamentos	49
5.7.2. Propuesta del subsistema	52
5.8. Subsistema de Control Térmico	55
5.8.1. Fundamentos	55
5.8.2. Descripción del diseño térmico	58
5.8.3. Análisis térmico	58
5.8.4. Resolución de la ecuación	62
5.9. Estructura y Configuración	63
5.9.1. Configuración	64
5.9.2. Geometría de masas	65
5.9.3. Cálculo estructural	67
6. Diseño del boom	71
6.1. Introducción	71
6.2. Construcción	71
6.3. Misiones con tethers	73
6.4. Descripción del despliegue del boom	73
6.5. Dimensionado del tether	74
7. Conclusiones	75
Bibliografía	77

Índice de figuras

3.1. Dimensiones de un CubeSat (Fuente: Alén Space)	9
3.2. Fuente: Canadian Space Agency	9
3.3. Mercado de nanosatélites. Fuente: SpaceWorks - 2020, Nano/Microsatellite market forecast, 10th edition	10
3.4. Proceso de análisis y diseño de una misión espacial	11
3.5. Dosis total en función del grosor del blindaje. Fuente: Juice, Red Book	13
3.6. Densidad de basura espacial según ESA MASTER 2001	14
4.1. Cobertura instrumental	17
4.2. Ximea, cámara hiperspectral	17
4.3. Densidad de electrones según el radio de la órbita	21
4.4. Campo magnético según el radio de la órbita	22
4.5. Transferencia de Hohmann	22
4.6. Geometría de la trayectoria de salida de la Tierra	23
4.7. Geometría de la trayectoria de llegada a Júpiter	24
4.8. Atlas V 551 en base de lanzamiento	27
4.9. Ejemplo de la configuración	28
5.1. Visión global del sistema de electrónica	33
5.2. Sensor de estrellas	37
5.3. Sensor de estrellas	37
5.4. Onboard computer (OBC) Type II	40
5.5. Geometría del ancho de haz	41
5.6. Probabilidad de error de un bit en función de E_b/N_0	44
5.7. Atenuación por lluvia	45
5.8. X-Band Transmitter	47
5.9. Antena de banda X	48
5.10. Esquema de los períodos	49
5.11. Periodo de eclipse máximo en órbita circular.	50
5.12. Profundidad de descarga de las baterías en función del tiempo	52
5.13. NanoPower P110	53
5.14. EPS I Plus	54
5.15. Espectro de radiación solar	56
5.17. Esquema del análisis térmico	60
5.18. Geometría del nodo i con respecto al Sol y Júpiter	61
5.19. Estructura 2U	63
5.20. Esquema del Cubesat con los subsistemas	64

5.21. Esquema del Cubesat con paneles solares	65
5.22. Sección transversal de la aproximación monocasco. Fuente: [16]	68
6.1. Composición de un tether conductivo. Fuente: NASA	72
6.2. Esquema de un pliegue	74
7.1. Representación de la fuerza según la longitud de tether	75

Índice de tablas

3.1. Clasificación de pequeños satélites	9
4.1. Top Level Mission Requirements	15
4.2. Comparativa de cámaras	18
4.3. Especificaciones del sistema	20
4.4. Vehículos lanzadores de pequeños satélites	26
5.1. Alternativas para el sensor de estrellas	37
5.2. Alternativas para el sensor de sol	37
5.3. Requisitos del subsistema de comando y manejo de datos	39
5.4. Alternativas comerciales para el subsistema de comando y manejo de datos	39
5.5. Requisitos del subsistema de comunicaciones	46
5.6. Alternativas para los transmisores	46
5.7. Alternativas para las antenas	47
5.8. Requisitos del subsistema de potencia	52
5.9. Alternativas para los paneles solares	53
5.10. Alternativas para el sistema de potencia eléctrica	53
5.11. Rango de temperaturas operacionales típico	55
5.12. Repartición de energía	55
5.13. Temperatura de funcionamiento permisible	58
5.14. Condiciones térmicas orbitales para el peor análisis térmico posible.	59
5.15. Resumen de las propiedades del material utilizado en el análisis	59
5.16. Resumen de las propiedades termo-ópticas utilizadas en el análisis.	59
5.17. Alternativas para las estructuras	63
5.18. Posición y masa de todos los componentes	66
6.1. Materiales para tether	72
6.2. Misiones espaciales con tether	73

Capítulo 1

Abstract

Este trabajo consiste en el estudio de las etapas de diseño de un vehículo espacial tetherizado en Júpiter.

El objetivo de este proyecto consiste en definir una misión espacial, diseñar el satélite responsable de ejecutar la misión y su carga de pago. En lo que respecta al nivel de detalle y desarrollo del diseño, se pretende que queden definidos el vehículo espacial y los subsistemas que lo conforman, además de dar un diseño aproximado sobre el tether.

La misión a desarrollar consiste en el diseño mecánico conceptual preliminar de un CubeSat multitetherizado en Júpiter. Esta misión tiene por objeto captar imágenes de la Gran Mancha Roja de Júpiter.

Se ha comprobado que para que resulte eficiente la tecnología del tether como medio para proporcionar propulsión y control de actitud son necesarios varios kilómetros del mismo.

Capítulo 2

Declaración de honor

I declare that,

the work in this Degree Thesis is completely my own work,

no part of this Degree Thesis is taken from other people's work without giving them credit,

all references have been clearly cited,

I'm authorised to make use of the company's / research group (choose one) related information I'm providing in this document (select when it applies).

I understand that an infringement of this declaration leaves me subject to the foreseen disciplinary actions by The Universitat Politècnica de Catalunya - BarcelonaTECH.

Aida Filgueira Pallas

Student Name



Signature

26 / 06 / 2020

Date

Title of the Thesis: Estudio de las etapas de diseño de un vehículo espacial tetherizado en Júpiter

Capítulo 3

Introducción

3.1. El estándar Cubesat

El proyecto de los CubeSats empieza en 1999 como una colaboración entre la universidad de California (Cal Poly) y la universidad de Stanford (SSDL). La primera tenía como profesor involucrado a Jordi Puig-Suari y la segunda a Bob Twiggs, que buscaban determinar las especificaciones de pequeños satélites para realizar proyectos de ciencia espacial. El primer lanzamiento de satélites basados en dicho diseño se realiza en 2003.

La principal idea era hacer el satélite lo más pequeño posible, buscando la mínima pérdida de funcionalidad así como una puesta en órbita sencilla.

Por tanto, se define el CubeSat como un nanosatélites diseñados para realizar una misión concreta. Generalmente, suele llamarse nanosatélite a cualquier satélite con un peso inferior a diez kilos. Al principio, un CubeSat era una estructura con unas dimensiones de $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ y con un peso de aproximadamente un kilo, lo que se denomina una unidad (1U).

Con el tiempo las especificaciones han cambiado y actualmente existen CubeSats con un tamaño mayor de 1U que presentan las siguientes características:

- 1U es un cubo de $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 11,35\text{ cm}$ con una masa de hasta $1,33\text{ kg}$
- 1.5U es un cubo de $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 17,02\text{ cm}$ con una masa de hasta 2 kg
- 2U es un cubo de $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 22,7\text{ cm}$ con una masa de hasta $2,66\text{ kg}$
- 3U es un cubo de $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 34,05\text{ cm}$ con una masa de hasta 4 kg
- 6U es un cubo de $10\text{ cm} \times 22,63\text{ cm} \times 36,6\text{ cm}$ con una masa de hasta 12 kg
- 12U es un cubo de $22,63\text{ cm} \times 22,63\text{ cm} \times 34,05\text{ cm}$ con una masa de hasta 24 kg

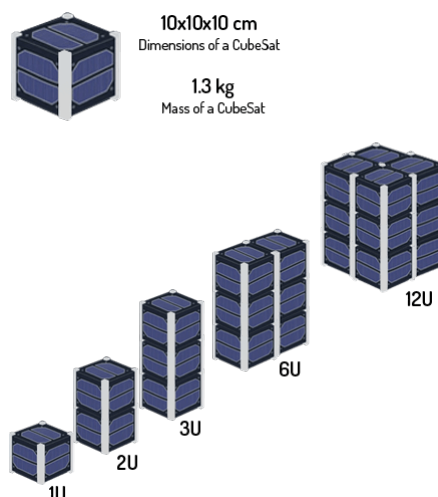


Figura 3.1: Dimensiones de un CubeSat (Fuente: Alén Space)

Estos satélites al ser tan pequeños muestran ciertas limitaciones en la superficie disponible para paneles solares, en el ancho de banda y en la masa y tamaño del sistema de propulsión. Éstos carecen de las capacidades de los subsistemas de satélites más grandes y tienen limitado el tamaño y potencia de la carga de pago, pues en algunas aplicaciones sus especificaciones pueden verse reducidas con respecto a las de sus equivalentes mayores.

Las diferencias básicas entre un cubesat y un satélite convencional son precios más bajos, menor tiempo de desarrollo y un tamaño más pequeño. La miniaturización de los satélites se con el fin de mitigar el precio, pues cuanto más grande sea el satélite más grande tiene que ser el cohete, lo que supone un gasto mayor.

En cuanto al tiempo de desarrollo de un nanosatélite, éste es de 8 meses en comparación con un tiempo de 5 a 15 años que se necesita para un satélite grande o mediano.

Los satélites se pueden clasificar según su masa en satélites grandes, medianos y pequeños. En realidad, los CubeSats pertenecen a la subcategoría de subsatélites pequeños cuya clasificación se muestra en la Tabla 3.1, donde se incluye el rango de masa y un ejemplo para cada categoría:

Categoría	Masa
Minisatélite	100-500 kg
Microsatélite	10-100 kg
Nanosatélite	1-10 kg
Picosatélite	Menos de 1 kg
Femtosatélite	Menos de 100 g

Tabla 3.1: Clasificación de pequeños satélites

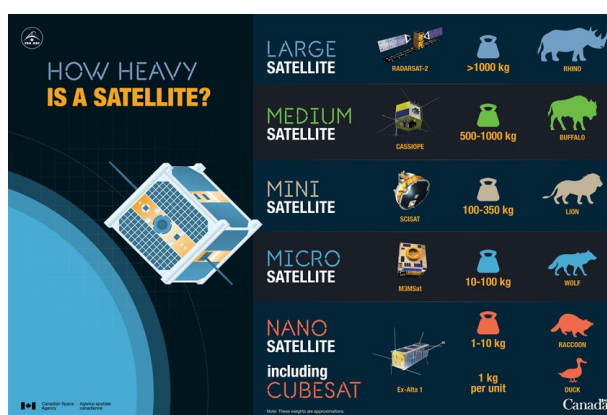


Figura 3.2: Fuente: Canadian Space Agency

Por último, en el mercado de nanosatélites se espera que en los próximos 5 años se lancen entre 1800 y 2400 nanosatélites y que cada vez más el mercado esté dirigido por operadores comerciales, pues en 2019 la mayoría de los CubeSats que se lanzaron pertenecían a operadores civiles (Figura 3.3). También se espera que la tendencia de aplicación de los vehículos espaciales sufra modificaciones, aumentando su campo de aplicación en comunicaciones.

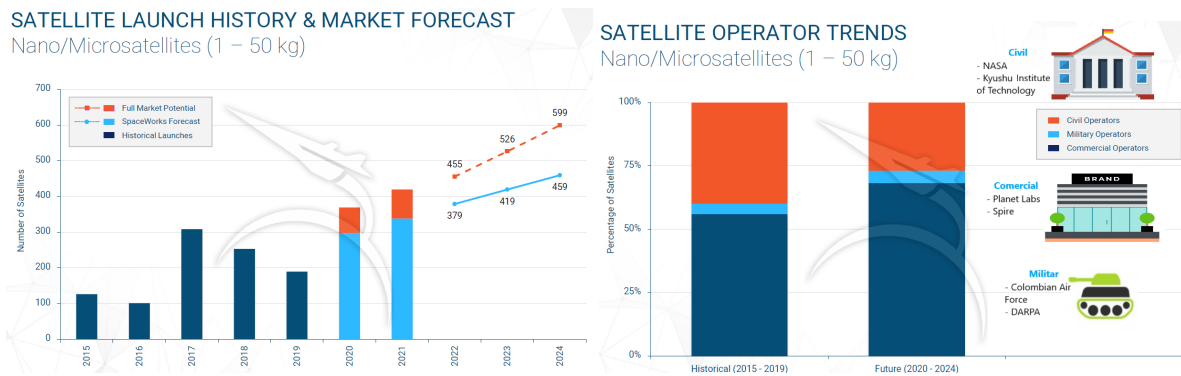


Figura 3.3: Mercado de nanosatélites. Fuente: SpaceWorks - 2020, Nano/Microsatellite market forecast, 10th edition

3.2. Proceso de diseño

Esta sección se ha realizado teniendo como referencia el libro *Space mission analysis and design* [1].

El análisis y el diseño de una misión comienza con uno o más objetivos y restricciones a partir de los cuales definir un sistema que le permita conseguir dichos objetivos con el menor presupuesto posible.

Una aproximación del proceso de análisis y diseño es el siguiente:



Figura 3.4: Proceso de análisis y diseño de una misión espacial

En primer lugar se exponen los objetivos generales de la misión que deben alcanzarse. Se determinan los objetivos cualitativos (primarios o secundarios) de la misión a partir de la declaración de la misión.

Luego se procede a cuantificar cómo han de alcanzarse esos objetivos, la tecnología a aplicar y las limitaciones de coste, transformándolos en valores numéricos. Asimismo, se establecen unos requisitos de alto nivel para la misión que se dividen en operacionales y funcionales.

Con el fin de conocer los objetivos se define y caracteriza la misión. Por tanto, se definen unos conceptos alternativos de la misión, es decir, cómo se desarrolla en la práctica la misión y cómo obtiene los datos. Además, se proponen diferentes combinaciones de arquitecturas para cumplir con los requisitos de la misión. Generalmente, se define la arquitectura de la misión especificando el concepto de la misión junto con:

- El *individuo* es aquello que se relaciona con la carga de pago.
- La *carga de pago* consiste en el hardware o software que se comunica con el sujeto.
- El *sistema de lanzamiento* incluye la instalación y el lanzador.
- La *órbita* es la trayectoria que realiza el satélite.
- La *arquitectura de comunicaciones* es la disposición de elementos que cumplen los requisi-

tos de comunicación, comando y control.

- El *sistema terrestre* consta de estaciones terrestres fijas y móviles que permiten controlar el vehículo, procesar datos de telemetría y distribuir la información al usuario.
- Las *operaciones de la misión* consisten en las personas, el hardware y el software que ejecutan la misión.

Posteriormente se definen los controladores del sistema, que son los principales parámetros o características de la misión que influyen en el rendimiento, el coste y el riesgo.

Una vez establecido los conceptos, arquitecturas y controladores del sistema, hay que definir con suficiente detalle los conceptos de la misión.

Definidos y caracterizados los conceptos alternativos y arquitecturas, se procede a evaluar la misión. Para ello, se determinan aquellos requisitos que priman en el diseño de la misión y que afectan al rendimiento y al coste. Con ellos presentes, se procede a evaluar la utilidad de la misión, que cuantifica la ejecución de la misión en función del diseño, el coste y el riesgo. Esta evaluación se realiza mediante unos *parámetros de actuación*, que cuantifican cómo de bien trabaja el sistema, o haciendo uso de fórmulas que cuantifican directamente lo bien que se cumplen los objetivos, denominadas *Figuras de Mérito* o *MoEs* ("Measures of Effectiveness").

Por último se definen con el máximo detalle posible los requisitos, para derivar de ellos los requisitos de los diferentes elementos del sistema. De este modo, partiendo de un requisito general del sistema completo se llega a tener requisitos y características de los componentes de menor nivel.

3.2.1. El proceso seguido

El proceso llevado a cabo consiste en una declaración de la misión para definir sus objetivos. Estos objetivos se deben poner en forma de requisitos concretos, por lo que se realiza un estudio sobre la concepción de la misión, la carga de pago y la órbita para poder definir concretamente los requisitos de la misión que se pretende llevar a cabo. De este modo se llega a definir la misión y todos los subsistemas que componen el nanosatélite.

Una vez que queda definida la misión, se identifican las necesidades para el satélite y se realiza un diseño preliminar del mismo. Además, se investiga sobre el lanzamiento, para elegir un vehículo lanzador y una base.

3.3. Características de Júpiter

MANCHA ROJA

La Gran Mancha Roja tiene una forma elíptica y ocupa aproximadamente unos 30° en longitud y 10° en latitud. Está localizada en el hemisferio sur y apenas ha variado su latitud (centrada en -22° Sur) durante el tiempo que ha sido observada. En cambio, sí que ha sufrido desplazamientos irregulares en su longitud.

Existe cierta tendencia a la formación de remolinos y manchas de corta duración, siendo frecuente que aquellos remolinos de mayor duración se formen en zonas con una vorticidad similar a la suya.

ENTORNO RADIATIVO

El entorno de radiación de la misión está dominado por las propiedades del plasma en Júpiter. La contribución a la dosis total por especie de partícula se representa en la Figura 3.5 en función del espesor del material de blindaje para la misión. Esta dosis está dominada por la contribución de los electrones de Júpiter (electrones y bremsstrahlung).

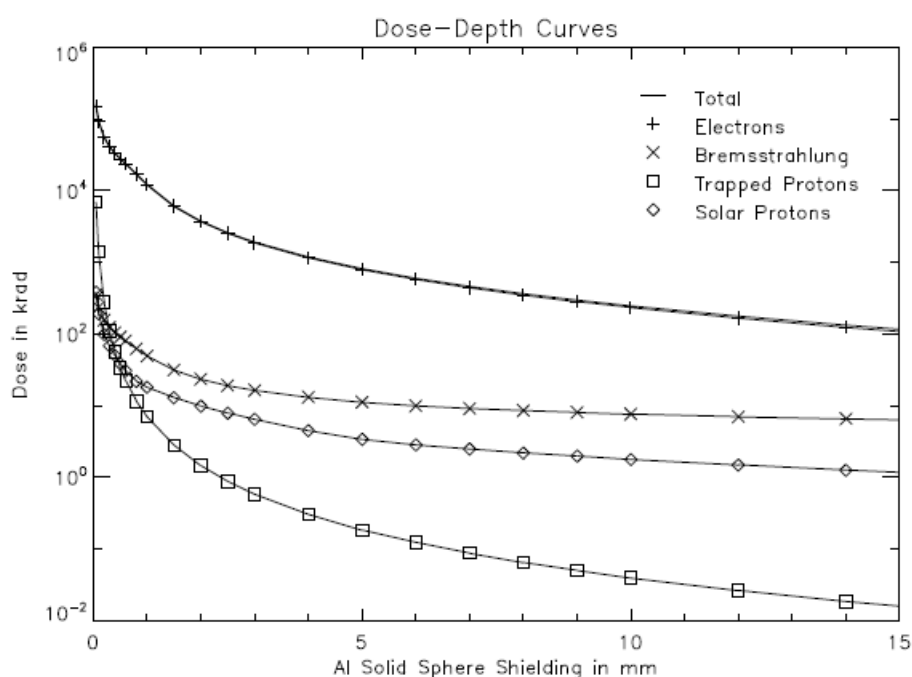


Figura 3.5: Dosis total en función del grosor del blindaje. Fuente: Juice, Red Book

Como el espectro de radiación está dominado por electrones, el blindaje mediante materiales como el tantalio o tungsteno es más efectivo en lo referente a la masa que el blindaje mediante aluminio.

3.4. Contaminación en el espacio

El término de basura espacial se utiliza para referirse a aquellos objetos que fueron lanzados al espacio y que ahora no tienen utilidad alguna. Desde hace unos años, algunos científicos y agencias vienen alertando de este problema.

De todos los objetos que hay en órbita, un 25 % son satélites, de ellos un tercio están operativos y el resto es basura espacial. La mayor cantidad de basura espacial se concentra en la órbita baja terrestre. Se estima que pueden ser alrededor del 70 % de los objetos lanzados. La siguiente órbita más ocupada es la geosíncrona.

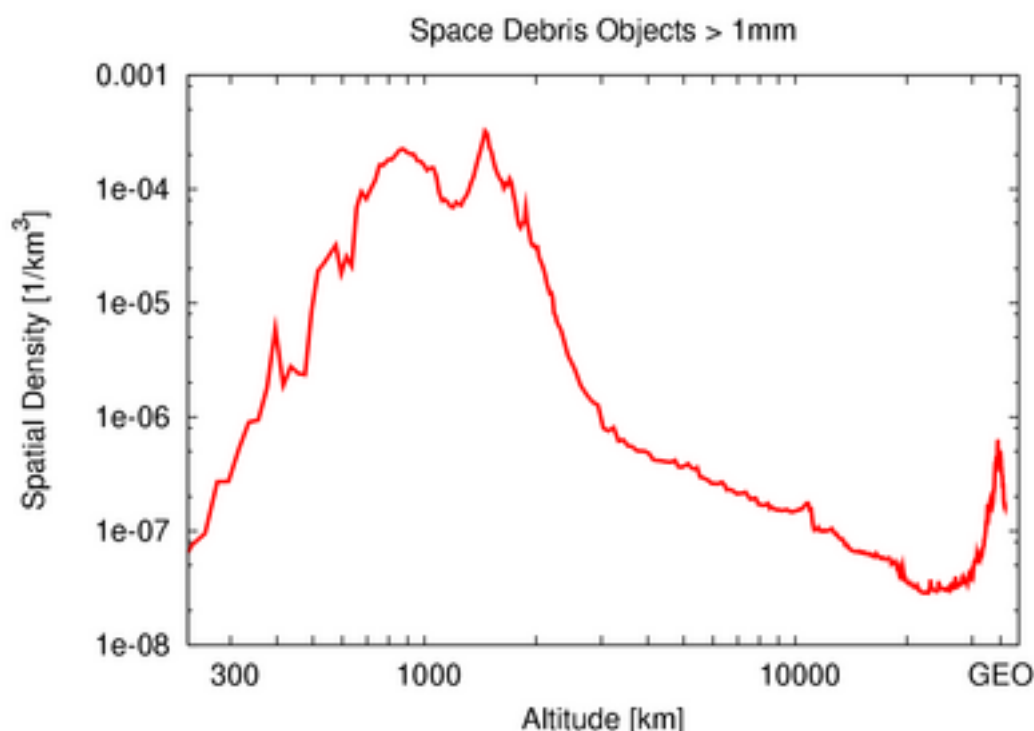


Figura 3.6: Densidad de basura espacial según ESA MASTER 2001

Según la ESA ya «existen alrededor de 750000 objetos de más de 1 cm orbitando a gran velocidad».

Sin embargo ya hay agencias que están concienciadas sobre este problema. En diciembre de 2019, la ESA creó un programa, *ClearSpace-1*, dedicado a retirar de su órbita un conjunto de escombros y cuyo lanzamiento se prevé para 2025.

Capítulo 4

Definición de la misión

4.1. Top-Level Mission Requirements

Una vez especificados los objetivos de la misión, éstos han de transformarse en lo que se conoce como requisitos de alto nivel (*top level mission requirements*). Generalmente, los requisitos deben ser numéricos y se clasifican en :

- **Requisitos funcionales:** exigencia con el que debe realizarse la función de la misión.
- **Requisitos operacionales:** cómo debe operarse la misión para cumplir con el nivel de exigencia deseado.
- **Restricciones:** restricciones o exigencias que no están ligadas a cambios.

Las necesidades, requerimientos y restricciones para la misión dependen de la misión y de cómo se implementa. Sin embargo, estos requisitos no se pueden saber con anterioridad partiendo directamente de los objetivos cualitativos.

Top Level Mission Requirements	
Requisitos funcionales	
Resolución	10 m/pixel
Requisitos operacionales	
Duración	2 años
Distribución de Datos	Descarga en satélite
Ancho de Banda de Descarga	Descarga del orden del Mbps
Restricciones	
Coste	El estándar Cubesat

Tabla 4.1: Top Level Mission Requirements

4.2. Carga de pago

4.2.1. Toma de imágenes en el espacio

SENSORES

Los sensores de imagen son un conjunto de fotositios sensibles a la luz, que cuantifican la cantidad de energía luminosa recibida. Hay dos tecnologías para sensores de imagen: CCD (charge-coupled device), que consiste en una matriz de condensadores acoplados, y CMOS (complementary metal oxide semiconductor) que utiliza un procesamiento de señal digital.

Los sensores CCD generalmente consumen más energía en comparación con los CMOS. Los datos se pueden obtener más rápido en CCD, pero son más propensos a errores. En CubeSats, se prefiere CMOS pues consumen menos energía y puede usarse más tiempo en el espacio.

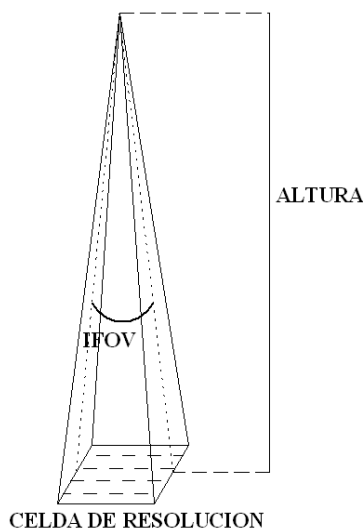
IFOV, RESOLUCIÓN ESPACIAL, TAMAÑO DE PIXEL Y ESCALA

El ángulo formado por el cono de visión del sensor se llama IFOV (Instantaneous Field Of View). La intersección del cono con la superficie determina el área vista (celda de resolución) por el sensor. Este área define la máxima resolución espacial y corresponde al tamaño de pixel.

La relación entre IFOV y el tamaño de pixel, d , queda definida por la siguiente ecuación:

$$d = 2H \tan\left(\frac{IFOV}{2}\right)$$

donde d es el tamaño de pixel y H la distancia del sensor a la superficie terrestre.



Por último se tiene la escala, que corresponde con la relación de proporción existente entre la distancia en el plano y la distancia real en la superficie.

COBERTURA



La cobertura se refiere a la región de superficie joviana que el instrumento es capaz de alcanzar, aumentando con la altura.

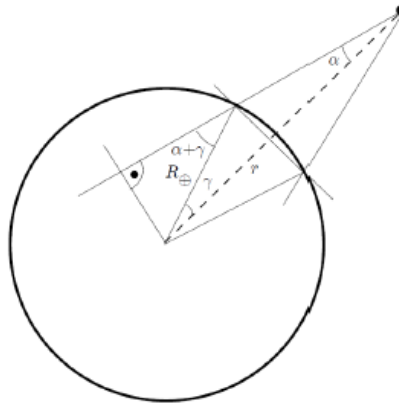


Figura 4.1: Cobertura instrumental

A partir de la imagen anterior se determina el ángulo de visibilidad como:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{R_J + h}{R_J} \sin \alpha\right) - \alpha$$

donde:

- h es la altura de la órbita
- α el ángulo del cono de visibilidad ($\alpha = FOV/2$)
- R_J el radio de Júpiter

A partir de la ecuación anterior se puede definir el ancho de huella, w , como:

$$w = 2\gamma$$

4.2.2. Definición del instrumento

Se ha elegido como carga de pago una cámara hiperspectral fabricada y comercializada por la empresa Ximea.



Figura 4.2: Ximea, cámara hiperspectral

Las especificaciones de esta cámara se recogen en la Tabla 4.2.

Sensor	
Tipo	CMOS
Pixels por fila	2048
Pixels por columna	1088
Profundidad de color	10
Tamaño de pixel	5,5 μm
Resolución espacial	5 m/pixel
Cámara	
Dimensiones	26 x 26 x 31 mm
Masa	32 g
Potencia	1,6 W

Tabla 4.2: Comparativa de cámaras

La cámara de Ximea tiene un peso relativamente bajo que la hace adecuada para incorporar como carga de pago de un Cubesat 1U, cuyo peso se espera que sea menor a 1,33 kg. En concreto, cuenta con más de 150 bandas con un rango espectral entre 470 – 900 nm. Ha sido diseñada para observación terrestre y marítima, astronomía, exploración espacial o agricultura.

Ahora se debe comprobar el ancho de huella del instrumento, para saber si cubre el tamaño de la gran mancha roja que tiene 10° en latitud.

Con la altura de la órbita, h , y la resolución espacial, X , se calcula el IFOV como:

$$IFOV = \frac{X}{h} \frac{180}{\pi} \rightarrow IFOV = 0,0037^\circ$$

Ahora, se puede calcular el campo de visión del instrumento en la dirección perpendicular a la traza:

$$FOV = IFOV \cdot n_f \rightarrow FOV = 0,007^\circ$$

donde n_f es el número de pixels por filas.

Con este dato se determina la cobertura y el ancho de huella del instrumento:

$$\alpha = \frac{FOV}{2} \rightarrow \alpha = 0,0038^\circ \rightarrow \gamma = 0,004^\circ \rightarrow w = 0,01^\circ$$

A la vista de los resultados, este instrumento no cubre completamente la latitud de la mancha roja. Por tanto, para cubrir la latitud de 10° se requiere de una órbita de traza repetida.

El volumen de datos que a almacenar se calcula con la siguiente ecuación:

$$V_{datos} = (2048 \times 1088) \frac{\text{pixels}}{\text{imagen}} 10 \frac{\text{bits}}{\text{pixel}} = 22,28 \frac{\text{Mbits}}{\text{imagen}}$$

Si el satélite trabaja, por ejemplo, con 10 imágenes el volumen de datos es:

$$V_{datos} = 222,8 \text{ Mbits}$$



Generalmente, se suele considerar un factor de seguridad para tener en cuenta los bits adicionales de la transmisión y posibles ineficiencias derivadas de la compresión. Entonces, aplicando un factor de seguridad de 1,25, el nuevo volumen de datos calculador es de 278,5 Mbps.

4.3. Diseño de la misión

El principal objetivo del CubeSat será el estudio de la gran mancha roja y la composición de las nubes de la atmósfera de Júpiter, para lo que se dispondrá de un espectrómetro de imágenes hiperespectrales con IR visible. Además, tendrá por objetivo secundario determinar la viabilidad de hacer un CubeSat multitether.

Este CubeSat llegará a Júpiter en un satélite más grande que lo colocará en una órbita circular a una altitud $1,1R_J$ y con inclinación prácticamente nula. El satélite grande estará situado en otra órbita a una distancia 500 km y será el que reciba las comunicaciones del CubeSat. Se estima un tiempo de vida aproximado de la misión de 2 años. El método de estabilización que se utilizará será mediante los tres tethers integrados en el vehículo.

Las especificaciones del satélite se muestran en la Tabla 4.3:

Componentes	Especificaciones
Unidad	2U
Órbita	Ecuatorial circular
Altitud	$6R_J$
Ángulo de inclinación	$\approx 0^\circ$
Período	31413,05 segundos
Tiempo de vida	2 años
Carga útil	Espectrómetro de imágenes hiperespectrales con IR visible
Masa	xxxxxxxxx
Control térmico	Pasivo
Control de actitud	Tether
Comunicación	Banda X o Banda S

Tabla 4.3: Especificaciones del sistema

Es importante tener presentes otros factores como el entorno de radiación en Júpiter, ya que está dominado por los electrones de la magnetosfera. En cuanto a las superficies de la nave espacial, se intentará mitigar ese efecto usando, por ejemplo, un revestimiento con capas conductoras. El satélite debe estar optimizado para operar en el ambiente frío de Júpiter y estará cubierto por un aislamiento multicapa.

4.4. Órbita

Debido a las características de la misión se ha elegido una órbita ecuatorial geoestacionaria. Una órbita geoestacionaria es una órbita que está en el plano ecuatorial, tiene excentricidad nula (órbita circular) y se mueve de Oeste a Este.

Puesto que la órbita es geoestacionaria, el periodo de rotación del satélite es el mismo que el de Júpiter, por lo tanto su velocidad angular se expresa como:

$$\omega = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{35400} = 1,774 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s}$$

donde T es el periodo de rotación de Júpiter.

El radio de la órbita geoestacionaria en Júpiter es:

$$r = \sqrt[3]{\frac{GM_J}{\omega^2}} - R_J = 89128,47 \text{ km}$$

donde:

- G , es la constante de gravitación universal ($G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$)
- M_J , es la masa de júpiter ($M_J = 1,898 \cdot 10^{27} \text{ kg}$)
- ω , es la velocidad angular

Para la órbita del satélite se consideran dos posibles alturas: una situada a $6R_J$ y otra a $1,1R_J$. Para elegir la órbita, hay que tener en cuenta el correcto funcionamiento del tether. Este requiere un entorno con una alta densidad de electrones así como de un elevado campo magnético. Se representan a continuación, la densidad de electrones y el campo magnético para varias órbitas:

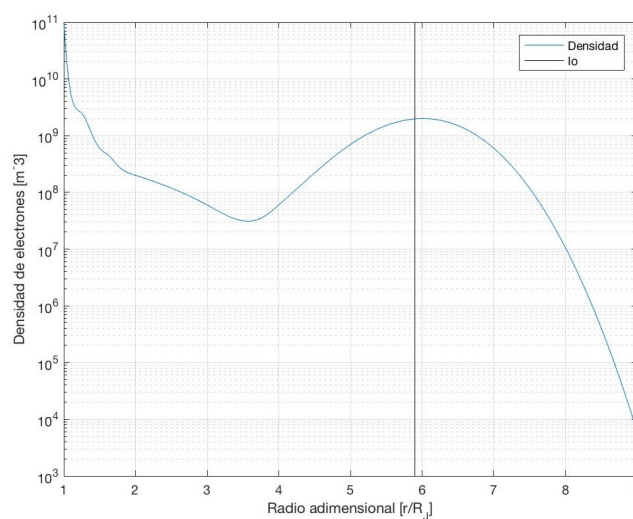


Figura 4.3: Densidad de electrones según el radio de la órbita

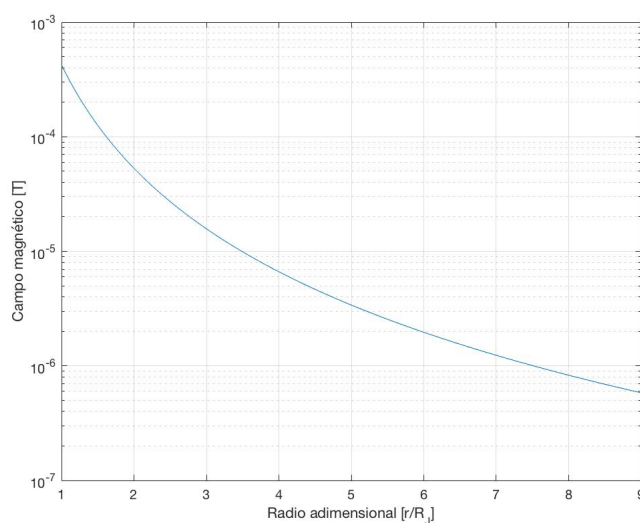


Figura 4.4: Campo magnético según el radio de la órbita

Es importante calcular el tiempo de visibilidad, puesto que es el tiempo que se tendrá para establecer contacto con el CubeSat y poder obtener en el satélite grande la información enviada por el satélite.

Como la distancia entre los dos satélites es de 500 km, se puede suponer que el satélite grande ve siempre al CubeSat, pues va en una órbita más pequeña y sincronizados alrededor de Júpiter.

Generalmente, para transferir un satélite desde una órbita alrededor de la Tierra a una órbita alrededor de Júpiter se suele emplear la órbita de transferencia de Hohmann ya que tiene un gasto de energía mínima. Las órbitas alrededor de la Tierra y de Júpiter suelen considerarse circulares y coplanarias.

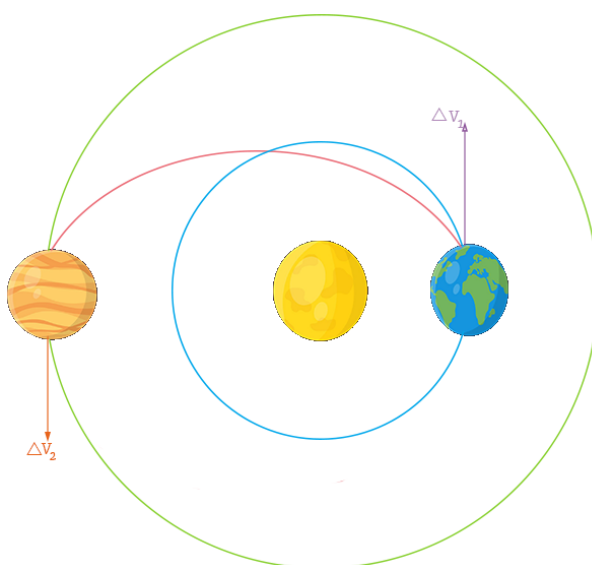


Figura 4.5: Transferencia de Hohmann

Por tanto, podemos considerar tres fases para colocar un satélite en Júpiter:

- **Fase 1:** Geocéntrica, impulso desde una órbita terrestre a una trayectoria de escape hiperbólica. En este caso se considera la transferencia de Hohmann dentro de la esfera de influencia del Sol. Teniendo en cuenta el incremento de velocidad necesario en el periapsis, se puede obtener la velocidad relativa con la que el satélite sale de la esfera de influencia de la Tierra según :

$$V_{\infty}^T = \sqrt{\frac{\mu_S}{R_T}} \left(\sqrt{\frac{2R_J}{R_E + R_J}} - 1 \right) = 8,792 \text{ km/s}$$

De la misma forma, conociendo el ΔV en el apoapsis se puede calcular la velocidad del satélite relativa a Júpiter a medida que sale de la esfera de influencia joviana como:

$$V_{\infty}^J = \sqrt{\frac{\mu_S}{R_J}} \left(1 - \sqrt{\frac{2R_E}{R_E + R_J}} \right) = 5,643 \text{ km/s}$$

donde:

- μ_S es el parámetro gravitacional ($\mu_S = 1,327 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$)
- R_T es el radio de la Tierra ($R_T = 6,38 \cdot 10^6 \text{ m}$)
- R_J es el radio de Júpiter ($R_J = 7,15 \cdot 10^7 \text{ m}$)

Como el satélite alcanza la órbita en R_J en el apoapsis de la elipse de transferencia, el tiempo para el trayecto es la mitad del período de una órbita elíptica:

$$t_H = \pi \sqrt{\frac{((R_T + h_1) + (R_J + h_2))^3}{8\mu_S}}$$

- **Fase 2:** Heliocéntrica, crucero en órbita de transferencia desde la Tierra a Júpiter. Esta fase comprende el tiempo que el satélite está dentro de la esfera de influencia de la Tierra. Así, se proporciona un incremento de velocidad ΔV_1 para colocar el vehículo en una trayectoria de escape hiperbólica con velocidad V_{∞}^T lejos de la Tierra. Se muestra un esquema en la Figura 4.6.

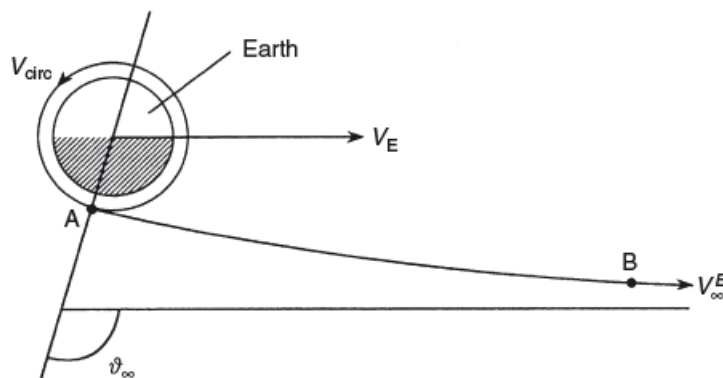


Figura 4.6: Geometría de la trayectoria de salida de la Tierra

Para el cálculo de ΔV_1 se tiene en cuenta que la velocidad del satélite antes de A es la de una órbita circular y está a una altura inicial de 400 km,

$$V_{circ} = \sqrt{\frac{\mu_T}{R_T + h_1}} = 7,672 \text{ km/s}$$

donde $\mu_T = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ es la constante gravitacional de la Tierra.

Aplicando que entre A y B la energía es constante y que en B la energía potencial es cero, llegamos a la siguiente ecuación:

$$\frac{1}{2}V_A^2 - \frac{\mu_T}{R_T + h_1} = \frac{1}{2}(V_\infty^T)^2 \rightarrow V_A = 13,965 \text{ km/s}$$

De esta forma se llega al incremento de velocidad ΔV_1 :

$$\Delta V_1 = V_A - V_{circ} = 6,293 \text{ km/s}$$

- **Fase 3:** desaceleración de la trayectoria de aproximación hiperbólica a la órbita de Júpiter. El satélite llega a C, donde su velocidad heliocéntrica es menor que la de Júpiter, con una velocidad V_∞^J y alcanza una órbita circular en D mediante un incremento de velocidad ΔV_2 . Se muestra un esquema en la Figura 4.7.

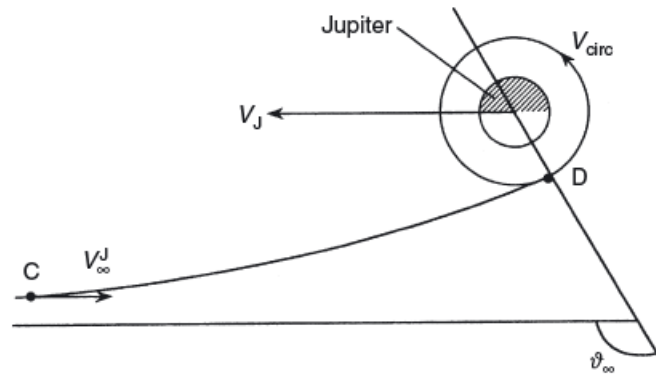


Figura 4.7: Geometría de la trayectoria de llegada a Júpiter

El incremento de velocidad ΔV_2 se calcula teniendo en cuenta que después de la maniobra en D la órbita es circular y que su velocidad antes es:

$$\frac{1}{2}V_D^2 - \frac{\mu_J}{1,1R_J} = \frac{1}{2}(V_\infty^J)^2 \rightarrow V_D = 57,62 \text{ km/s}$$

$$V_{circ} = \sqrt{\frac{\mu_J}{1,1R_J}} = 40,26 \text{ km/s}$$

donde $\mu_J = 1,226 \cdot 10^{17} \text{ m}^3/\text{s}^2$ es la constante gravitatoria de Júpiter.

De esta forma se llega al siguiente incremento de velocidad:

$$\Delta V_2 = V_D - V_{circ} = 17,36 \text{ km/s}$$

4.5. Lanzamiento

4.5.1. Fundamentos

El vehículo de lanzamiento impone restricciones y se debe definir el lanzamiento más apropiado a los requisitos de la misión y adecuar el satélite al lanzador. En el lanzamiento, el vehículo experimenta un cambio de aceleración, induciendo cargas mecánicas a la carga de pago durante el vuelo, para poner en órbita el satélite a la altitud requerida.

La selección de un sistema de lanzamiento depende la capacidad de rendimiento del vehículo de lanzamiento para aumentar el peso necesario a la órbita de la misión, la fecha de lanzamiento requerida frente a la disponibilidad del vehículo, la compatibilidad de la nave espacial con el vehículo de lanzamiento y el coste del lanzamiento.

4.5.2. Vehículo lanzador

Debido al auge de microsátélites y nanosatélites, ya hay empresas que ofrecen lanzamientos especializados en este tipo de satélites, con un peso entre 1 kg y 50 kg. Es el caso de *Rocket Lab* and *Virgin Orbit*, actualmente dos de las compañías líderes en estos lanzamientos.

Este tipo de satélites suelen embarcarse en el lanzador como carga de pago secundaria, aprovechando el lanzamiento de cargas de mayor tamaño para ponerlos en órbita.

Algunos requisitos que se tienen en cuenta para elegir el lanzador, al igual que se hace en [20], son los siguientes:

- Fiabilidad del lanzador. Se espera que el sistema de inyección sea fiable pues el lanzamiento implica riesgos.
- Capacidad para poner en órbita la carga de pago. Cada vehículo de lanzamiento está diseñado para transportar una carga de pago máxima a una órbita determinada.
- Coste del lanzamiento. Es fundamental pues se intenta cumplir los objetivos con el menor coste posible. A esto también está ligado el riesgo de fallo, que se busca se bajo ya que implica pérdidas económicas.

A continuación se muestra una tabla con los principales vehículos de lanzamiento de satélites pequeños actualizada por última vez en marzo de 2019.

Lanzador	Organización	Base de lanzamiento	Lanzamientos	Fiabilidad %	Carga de pago <i>kg</i>	Coste \$
Vega	Agencia Espacial Italiana	Guyana Francesa	15	93,3	1500	-
Dnepr-1	ISC Kosmotras	Cosmódromo de Baikonur Dombrovsky	21	95,23	4500	-
H-IIA	Mitsubishi Heavy Industries	Tanegashima	20	95	15000	-
Falcon 9	Space X	Cabo Cañaberal Vandenberg	15	97,8	22800	56M
Antares 200	Orbital Sciences Corporation	Wallops Island Vandenberg Cabo Cañaberal Kodiak Island	-	88,8	-	85M
Pegasus	Orbital Sciences Corporation	Wallops Island Vandenberg Cabo Cañaberal Kodiak Island	44	77,7	443	56M
Electron	Rocket Lab	Mahia Wallops Island	10	90,9	150	5.9M
Zhuque-1 (ZQ-1)	LandSpace	Jiuquan Wenchang	1	0	200	-
OS-M	One Space	Jiuquan	2	50	112	-
SS-520-4	JAXA	Tanegashima Uchinoura	2	60	4	-
Hyperbola-1 (Shian Quxian)	i-Space	Jiuquan	1	100	-	5M
Smart Dragon-1 (Jielong-1)	China Rocket	Jiuquan	1	100	150	-
Atlas V 551	United Launch Alliance	Cabo Cañaberal Vandenberg	10	93,75	29420	109M
Kuaizhou-1A (Fei Tian 1)	CASIC / ExPace	Taiyuan Jiuquan	8		300	6M

Tabla 4.4: Vehículos lanzadores de pequeños satélites

Para seleccionar el vehículo de lanzamiento se tienen en cuenta misiones como Juno y Juice. El satélite Juice posiblemente se lance en 2021 con el SS-520-4 desde la base de Tanegashima (30° de latitud) donde opera la Agencia de exploración espacial Japón (JAXA). En cambio, Juno se lanzó desde Cabo Cañaberal (28° de latitud) con el Atlas V 551. Por tanto, cuando se elega el lanzador se tienen en cuenta aquellas bases que estén en una latitud similar.

Finalmente, se elige el cohete Atlas V 551 que ya ha sido usado en una misión a Júpiter con éxito.

CARACTERÍSTICAS

El Atlas V consta de dos etapas principales. La primera etapa tiene un diámetro de 3,81 m, una longitud de 32,48 m y es lo que se llama Common Core Booster. Esta etapa puede tener entre cero y cinco cohetes de combustible sólido (SRB).

La segunda etapa se llama Centauro y es una etapa criogénica que emplea oxígeno e hidrógeno líquidos. Tiene un diámetro de 3,05 m y una longitud de 12,68 m.

Los carenados de carga útil se fabrican en dos diámetros atendiendo a los requisitos del satélite. El carenado de 4,2 metros de diámetro sólo cubre la carga útil y tiene tres longitudes: 9, 10 y 11 metros. Sin embrago, el carenado de 5,2 metros es más largo, cubre tanto la etapa superior



de Centauro como la carga útil y se fabrica en longitudes de 20,7 m, 23,4 m, y 26,5 metros de largo.



Figura 4.8: Atlas V 551 en base de lanzamiento

El primer lanzamiento de la configuración Atlas V 551 fue el 19 de enero de 2006 y desde entonces ha participado en misiones como la constelación MUOS (Mobile User Objective System), New Horizons o Juno.

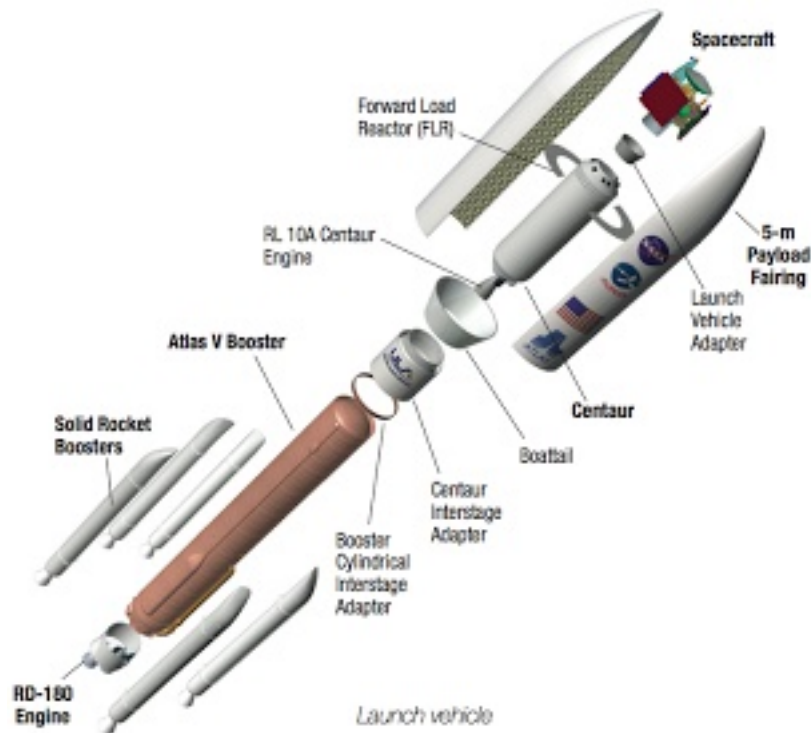


Figura 4.9: Ejemplo de la configuración

CONDICIONES EN EL LANZAMIENTO

Durante el lanzamiento el satélite va a estar sometido a grandes solicitaciones. Por ello se recopilan los datos sobre las cargas provocadas por el vehículo lanzador:

- Aceleraciones. Las cargas de aceleración, conocidas como factores de carga, que experimenta la carga útil consisten en cargas estáticas y dinámicas. Las primeras se corresponden con un estado estable y las segundas con las vibraciones.
 - Máxima carga axial: 5,5 g
 - Máxima carga lateral: 1,8 g
- Vibraciones. La vibración del lanzador se podrían acoplar con la del satélite si las frecuencias de ambos están muy próximas.
 - Frecuencia mínima lateral de la carga de pago: 10 Hz
 - Frecuencia mínima longitudinal de la carga de pago: 15 Hz
- Acústico. El entorno acústico es función de la configuración física del vehículo de lanzamiento, su historial de tiempo de aceleración y la configuración del sistema de propulsión. Hay dos partes del vuelo que tienen los niveles acústicos más altos. El nivel acústico más alto se produce durante aproximadamente 10 segundos en el despegue y el otro nivel ocurre aproximadamente 20 segundos durante la parte transónica del vuelo.

- Nivel acústico máximo a 125 Hz: 130 dB
- Nivel de presión sonora del conjunto: 140,3 dB
- Choque. Durante el vuelo de la familia Atlas V 500 se producen cuatro eventos de choque pirotécnico que pueden afectar a la nave espacial: 1) Desprendimiento del carenado de la carga útil (PFJ), 2) Separación de Centaur del reforzador del núcleo común (CCB), 3) separación del reactor de carga frontal Centaur (CFLR) y 4) separación de la nave espacial.
 - Máximos nivel de choque esperados en el plano de la interfaz estándar (1500-3000Hz): 100g
 - Máximos nivel de choque para el adaptador (1400 Hz): 2800g
- Cargas térmicas. La velocidad máxima del flujo de calor en la separación del adaptador es de 1135 W/m^2

4.5.3. Base de lanzamiento

La base de lanzamiento elegida es el Complejo de Lanzamiento Espacial de la Estación de la Fuerza Aérea de Cabo Cañaveral situada en la costa de Florida, a 28.446704° N de latitud y 80.566022° O de longitud.

En 1947 la Estación de la Fuerza Aérea de Cabo Cañaveral fue seleccionada como campo de pruebas de misiles de los Estados Unidos. El primer misil fue lanzado el 14 de julio de 1950. Durante los tres años siguientes, se construyeron instalaciones para la prueba de misiles tipo crucero.

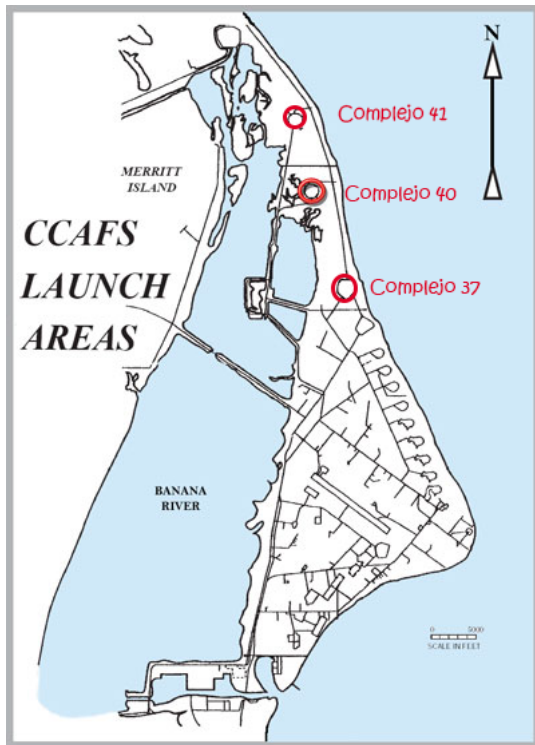
El Complejo de Lanzamiento 5/6, fue construido en 1955 para el programa de pruebas de misil Redstone y usado para los misiles Júpiter C, Juno I, Juno II y Mercurio/Redstone, lanzó Alan Shepard en Freedom 7 el 5 de mayo de 1961 y Gus Grissom en Liberty Bell 7 el 21 de julio de 1961.

El Complejo de Lanzamiento 26 lanzó el Explorer I, el primer satélite de los Estados Unidos. El Atlas, el primer misil balístico intercontinental de la nación, utilizó los Complejos de Lanzamiento 13 y 14.

Desde el Complejo de Lanzamiento 9 se lanzó Géminis, marcando el comienzo de los vuelos espaciales tripulados. Los Complejos de Lanzamiento 34 y 37 son dos de las instalaciones de lanzamiento más grandes y avanzadas.

Actualmente solo están operativos los complejos de lanzamiento:

- N° 41 para el Atlas 5 de Lockheed Martín
- N° 37 para el Delta 4 de Boeing
- N° 40 para el Falcon 9 de Space X



RESTRICCIÓN DE LA BASE DE LANZAMIENTO

En Cabo Cañaveral el azimut de lanzamiento está limitado entre 35 y 120 grados debido a restricciones de sobrevuelo masivo en tierra. Esto hace que todos los lanzamientos tengan una inclinación restringida entre 28.5 y 59 grados.

Capítulo 5

Diseño del satélite

5.1. Configuración del vehículo

Teniendo en cuenta los requisitos y restricciones se realiza una configuración inicial del nano-satélite, entendiendo por configuración forma aproximada, tipo de estabilización, tamaño de los subsistemas, potencia a generar

El tamaño final del CubeSat estará determinado por los requisitos de la carga de pago y por los subsistemas que lo conforman. El Cubesat estará compuesto por dos unidades en configuración 2U y la carga de pago se localizará en la parte inferior.

Algunos requisitos que condicionan el diseño, según el *Cubesat Design Specification* [11], son:

■ Requisitos generales

- Todas las partes deben permanecer anexionadas durante el lanzamiento, inyección y operación, evitando la creación de basura espacial.
- Los sistemas de propulsión deben tener al menos 3 inhibiciones a la activación.
- Los materiales empleados deben cumplir con unos criterios de baja emisión para evitar la contaminación de otros satélites durante la integración, el ensayo y el lanzamiento.

■ Requisitos mecánicos

- Se establecen unos criterios sobre la adecuación al P-POD.
- Se establecen masas máximas ($1U \rightarrow 1,33\text{ kg}$, $1,5U \rightarrow 2\text{ kg}$, $2U \rightarrow 2,66\text{ kg}$), siendo posible usar masas mayores según los requisitos de la misión.
- El aluminio 7075, 6061, 5005, y/o 5052 se usará tanto para la estructura principal del CubeSat como para los rieles.

■ Requisitos eléctricos

- Los CubeSats incorporarán una protección de circuito de batería para la carga y descarga para evitar condiciones de desequilibrio de la célula.
- Han de incorporarse inhibidores de radiofrecuencia.
- El sistema de energía del CubeSat debe estar apagado para prevenir que el CubeSat active cualquier función de energía mientras esté integrado en el P-POD.

■ Requisitos operacionales

- Los operadores obtendrán y proporcionarán la documentación de las licencias adecuadas para el uso de las radiofrecuencias.
- Todos los despleables como los booms, antenas y paneles solares deberán esperar para desplegarse un mínimo de 30 minutos después de que los interruptores de despliegue del CubeSat se activen por la eyección del P-POD.
- El diseño de la misión y el hardware deben estar conforme a la NPR 8715.6 para limitar los desechos orbitales.

■ Requisitos de pruebas. Se realizan pruebas para cumplir con todos los requisitos del proveedor de lanzamiento, así como cualquier requisito de prueba adicional que se considere necesario para garantizar la seguridad de los CubeSats, P-POD, y la misión primaria.

- Vibración aleatoria
- Inspección visual
- Cargas de choque
- Desgasificación

5.2. Aviónica

Para dar una visión más global de las relaciones entre todos los subsistemas se realiza un esquema como el que se muestra a continuación, dado que se está realizando el sistema desde un enfoque de diseño global e integración.

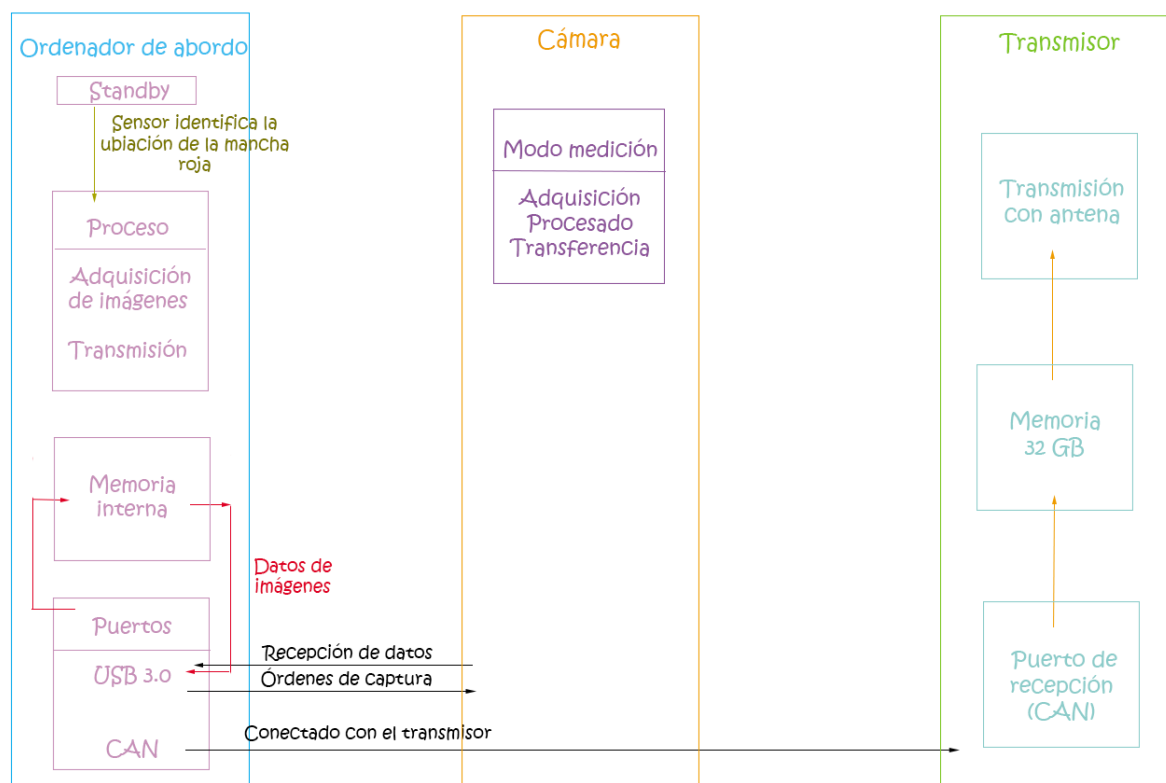


Figura 5.1: Visión global del sistema de electrónica

5.3. Subsistema de Determinación y Control de Actitud y Órbita (AODCS)

El subsistema de determinación y control de actitud (ADCS) estabiliza el vehículo y lo orienta en las direcciones deseadas durante la misión a pesar de los pares de perturbación externa que actúan sobre él. Para ello, el vehículo determina su actitud usando sensores, que le permiten conocer su orientación, y lo controla usando actuadores, que corrigen la orientación.

El subsistema de determinación y control de actitud y órbita (AODCS) tiene la capacidad de cambiar los parámetros de la órbita.

Las propiedades de masa de un satélite facilitan identificar el tamaño de los pares de control y perturbación, resultando fundamental saber la localización del centro de masa o de gravedad (CG) y los elementos de la matriz de inercia.

5.3.1. Fundamentos

Hay que conocer las **propiedades de masa** del sistema para medir las perturbaciones por las que está afectado. Por tanto, es relevante saber el centro de masas y la matriz de inercia del satélite.

Se define la *matriz de inercia* como una matriz simétrica en la que sus elementos se componen a partir de los momentos y productos de inercia correspondientes a tres ejes perpendiculares. Entonces, si $I_0 \in R^{3 \times 3}$ con respecto a un origen O, se tiene que:

$$I_0 = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m(y^2 + z^2) & -mxy & -mzx \\ -mxy & m(z^2 + x^2) & -myz \\ -mzx & -myz & m(x^2 + y^2) \end{bmatrix}$$

Si los ejes del sistema coordenado del cuerpo coinciden con los ejes principales de inercia, como sucede con la mayoría de los satélites artificiales, la matriz se reduce a:

$$I_0 = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Si se adelantan los datos de la sección de geometría de masas, la matriz de inercia expresada en ejes cuerpo será la siguiente:

$$I = \begin{pmatrix} 0,0065 & 0 & 0 \\ 0 & 0,00277 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0066 \end{pmatrix} kg \cdot m^2$$

Los **momentos perturbadores** se clasifican según la forma en qué afectan a los elementos Kepleroianos. Normalmente, los elementos orbitales se componen por una componente secular y otra periódica. Cuando se consideran momentos perturbadores, los elementos orbitales varían con el tiempo. Las principales fuerzas que perturban la órbita de un satélite, según [1], se recogen a continuación:



- Gradiente gravitatorio. Vinculado con la distribución de masa del satélite. Aquellas partes del satélite más alejadas de Júpiter están sometidas a una atracción menor que las partes más cercanas.

$$T_g = \frac{3\mu}{2(R+h)^3} |I_z - I_y| \sin 2\theta = 3,87 \cdot 10^{-14} N \cdot m$$

donde:

- T_g es el máximo par gravitatorio
 - μ es la constante gravitatoria de Júpiter ($1,266 \cdot 10^{17} m^3/s^2$)
 - R es el radio de Júpiter ($71492 \cdot 10^3 m$)
 - h es la altitud de la órbita ($78641,2 \cdot 10^3 m$)
 - θ es la máxima desviación del eje z del eje vertical en radianes ($7,5 \cdot 10^{-5} rad$)
 - I_z e I_y son los momentos de inercia alrededor de los ejes z e y , o x si es más pequeño, en $kg \cdot m^2$ ($I_z = 7,39 kg \cdot m^2$; $I_y = 2,65 kg \cdot m^2$)
- Resistencia aerodinámica. Es la principal perturbación en satélites con órbita baja. Está producida por la interacción entre el satélite y las moléculas de la alta atmósfera. Asumiendo que la energía se absorbe en el impacto con el satélite, la fuerza T_a puede ser descrita como:

$$T_a = F(c_{pa} - c_g) = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D (c_{pa} - c_g) = 2,85 \cdot 10^{-10} N \cdot m$$

donde:

- T_a es la resistencia debido a la atmósfera
 - ρ es la densidad atmosférica ($1326 Kg/m^3$ ¹)
 - V es la velocidad del satélite con respecto a la atmósfera ($29365,3 m/s$)
 - S es el área frontal ($0,0227 \cdot m^2$)
 - C_D es el coeficiente de resistencia (2.2 como referencia)
 - c_{pa} es el centro de presiones aerodinámico ($0 m$)
 - c_g es el centro de gravedad ($-1,41 \cdot 10^{-3} m$)
- Radiación solar. Originado por la distribución de la presión solar sobre el satélite, provoca variaciones en los elementos orbitales y se nota más en satélites con un bajo coeficiente balístico. Este par es máximo cuando el satélite enfrenta su mayor área al sol y la inclinación es nula. La radiación solar se puede expresar según:

¹Es un valor aproximado, ya que varía con la altura y la temperatura

$$T_{sp} = F(c_{sp} - c_g) = \frac{\phi_s}{c} A_s (1 + q) \cos \beta (c_{sp} - c_g) = 6,17 \cdot 10^{-9} N \cdot m$$

donde:

- ϕ_s es el flujo solar ($51 W/m^2$)
 - c es la velocidad de la luz ($3 \cdot 10^8 m/s$)
 - A_s es el área de superficie enfrentada al sol ($0,0277 m^2$)
 - c_{ps} es la localización del centro de presiones solar ($0 m$)
 - c_g es el centro de gravedad ($-1,41 \cdot 10^{-3} m$)
 - q es el factor de reflectividad (0.6 como referencia)
 - β es el ángulo de incidencia del sol (0°)
- *Par magnético.* Producido por la interacción entre el campo de inducción magnética de Júpiter y el dipolo residual en el que se convierte el satélite desde el punto de vista magnético. Se genera un dipolo D , que a su vez crea un par de perturbaciones T_m según:

$$T_m = DB = 6,47 \cdot 10^{-5} N \cdot m$$

donde:

- T_m es el par magnético del satélite
- D es el dipolo residual del vehículo ($D = 1A \cdot m^2$ en vehículos de pequeño tamaño)
- B es el campo magnético de Júpiter (*Tesla*)
 - $B = \frac{M}{(R+h)^3}$ para órbitas cercanas a ecuatoriales ($6,47 \cdot 10^{-5} Tesla$)
 - M es el momento magnético de Júpiter ($1,56 \cdot 10^{20} Tesla \cdot m^3$)

5.3.2. Propuesta del subsistema

Se propone usar como actuadores los tres tethers, uno en cada dirección: x , y y z . Un tether conductor y aislado estará conectado al satélite para que interactúe con el campo magnético joviano para producir empuje, arrastre y energía eléctrica según sea necesario para cambiar la altitud o inclinación orbital.

Para el control de actitud se eligen unos sensores de estrellas, de sol o de horizonte. Se proponen las siguientes alternativas comerciales:

Modelo	Fabricante	Masa [g]	Consumo [W]	Precio [€]
Sagitta Star Tracker	Arcsec	250	1	45000
Twinkle star tracker	Arcsec	-	1	30000
NST-3 Nano Star Tracker	TY-Space	165	-	30000

Tabla 5.1: Alternativas para el sensor de estrellas

Modelo	Fabricante	Masa [g]	Precisión [°]	Consumo [mW]	Precio [€]
Nano-SSOC-A60	SolarMEMS	3,7	0,1	-	2200
NSS Fine	NewSpace	5	0,1	130	12000
SSOC-A60	SolarMEMS	25	0,05	36	7200

Tabla 5.2: Alternativas para el sensor de sol

Se eligen el sensor de estrellas de TY-Space que es de menor peso y el sensor de sol de SolarMEMS que es que ofrece mayor precisión.

El sensor de estrellas tiene las siguientes características:

- Óptica refractiva (longitud focal de 25 mm)
- Velocidad de actualización: 10Hz
- Velocidad de respuesta: $2^\circ/s$



Figura 5.2: Sensor de estrellas

El sensor de sol tiene las siguientes características:

- Exactitud: <0.3 deg (3-Sigma)
- Precisión: <0.05 grados
- Campo de visión: ± 60 grados

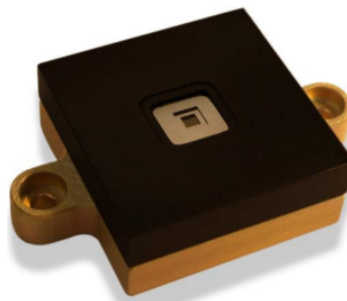


Figura 5.3: Sensor de estrellas

5.4. Subsistema de Propulsión

Debido a las limitaciones de volumen, potencia y peso no se suelen encontrar Cubesats con un subsistema propulsivo para la realización de maniobras o el mantenimiento de la órbita.

5.4.1. Propuesta del subsistema

Al igual que en el subsistema de control de actitud y determinación de órbita, también se realizará mediante los theters. El tether tiene la función de generar empuje para maniobrar dentro de la magnetosfera interna joviana.

5.5. Subsistema de Comando y Manejo de Datos

El subsistema de comandos y manejo de datos, C&DH, recibe y distribuye comandos a otros subsistemas. Además, realiza la adquisición y procesamiento de datos referentes al estado del vehículo, y su transmisión al subsistema de comunicaciones para enviarlos a Tierra.

Su dificultad es proporcional a la complejidad del satélite. Es habitual optar por soluciones comerciales integradas o diseños propios con COTS basados en microcontroladores o FPGAs.

5.5.1. Fundamentos

Para diseñar este subsistema primero se identifican las funciones y tareas que va a realizar. El número de canales de procesamiento de comandos y telemetría, suele ser inferior a 200. Estos canales están relacionados con el tamaño, complejidad y carga de pago y subsistemas. Este subsistema va a adquirir datos de la carga útil y de otros subsistemas, siendo relevante la cantidad de datos y su tasa de transferencia.

5.5.2. Propuesta del subsistema

Los requisitos para este subsistema aparecen agrupados en la Tabla 5.3:

Requisito	Valor
Canales de Comando/Telemetría	<200
Control del tiempo	Si
Capacidad de almacenamiento	Si
Ordenador	Capaz de implementar algoritmos de compresión de imágenes
Interfaces	USB 3.0 y CAN o RS485

Tabla 5.3: Requisitos del subsistema de comando y manejo de datos

Existen numerosas alternativas comerciales que permiten disponer de un subsistema de comando y manejo de datos completo capaz de cumplir con los requisitos determinados anteriormente.

De este modo, se presentan algunas propuestas comerciales en la Tabla 5.4:

Modelo	Fabricante	Masa [g]	Consumo de potencia [W]	Precio [€]
Onboard Computer (OBC)	EnduroSat	58	0,44	2900
NanoMind A3200	GOM Space	24	0,9	—
iOBC	ISISpace	94	0,55	4400
Q7 Processor	Xiphos	24	1	—

Tabla 5.4: Alternativas comerciales para el subsistema de comando y manejo de datos

De las alternativas que aparecen en la tabla, sólo las de EnduroSat e ISIS poseen los puertos USB para la conexión con la cámara y CAN o RS 485 para la conexión con el transmisor. Se elige el ordenador de abordo de EnduroSat, que es una plataforma de computación de bajo consumo, baja masa y alto rendimiento para nanosatélites.

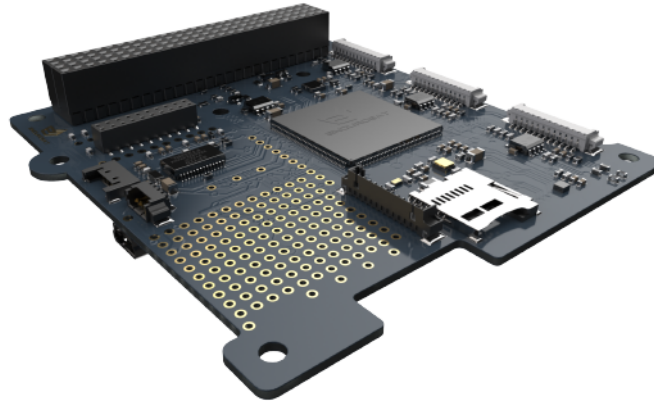


Figura 5.4: Onboard computer (OBC) Type II

Las principales características de este ordenador son:

- Procesador ARM Cortex M4/M7
- Tasa de frecuencia: hasta 180 MHz para M4, hasta 216 MHz para M7
- 2MB de memoria de programa; 256kB RAM para M4, 2MB RAM para M7; 2048kB de memoria flash
- Interfaces: CAN, 2x USART, UART, 2x I2C, 2x SPI, USB (VCP)
- Peso: 58 gramos

El tipo de USB que posee este ordenador es VCP, Virtual COM port, lo que significa que se pueden recibir igualmente las imágenes en el ordenador pero la velocidad de recepción de las mismas es más lenta en comparación con el USB 3.0.

5.6. Subsistema de Comunicaciones

El subsistema de comunicaciones se encarga de la transmisión y recepción de información entre satélite y tierra. Dicha información incluye comandos, telemetría y datos procedentes de las observaciones de la carga de pago. Para realizar esta función se necesita un transmisor/receptor, filtros y una antena.

En este tipo de satélites, las comunicaciones se suelen establecer entorno a bandas amateur, VHF (30MHz a 300MHz) o UHF (300MHz a 3GHz). Las antenas, suelen ser habitualmente omnidireccionales o con un gran rango de cobertura. En la actualidad, debido al auge de nuevas misiones cuyo objetivo es la captación de imágenes con un mayor volumen de datos que las bandas UHF y VHF no pueden satisfacer, la tendencia es moverse hacia las bandas S o X.

5.6.1. Enlace de descarga

Debido a la distancia que existe entre el CubeSat y el satélite grande se elige la banda X. Para tener en cuenta el ancho de haz, que aumenta al disminuir la frecuencia de la portadora, la frecuencia de la portadora debe tener un valor bajo. En una primera aproximación se toma un valor de 10 GHz. En cambio, la velocidad de transmisión de datos debe ser alta, sobre unos 250 Mbps.

Por otra parte, sería adecuada una relación de señal a ruido (E_b/N_0) para la velocidad de transmisión de datos requerida entre 5 y 10.

El margen de pérdidas en radio frecuencia entre el transmisor y las antenas del satélite (L_l) se suele establecer entre $-1dB$ y $-3dB$.

Para determinar el ancho de haz, θ , se utiliza la Imagen 5.5 de donde se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\sin \rho = \cos \lambda_0 = \frac{R_J}{R_J + h} \quad \tan \theta = \frac{\sin \rho \sin \lambda}{1 - \sin \rho \cos \lambda}$$

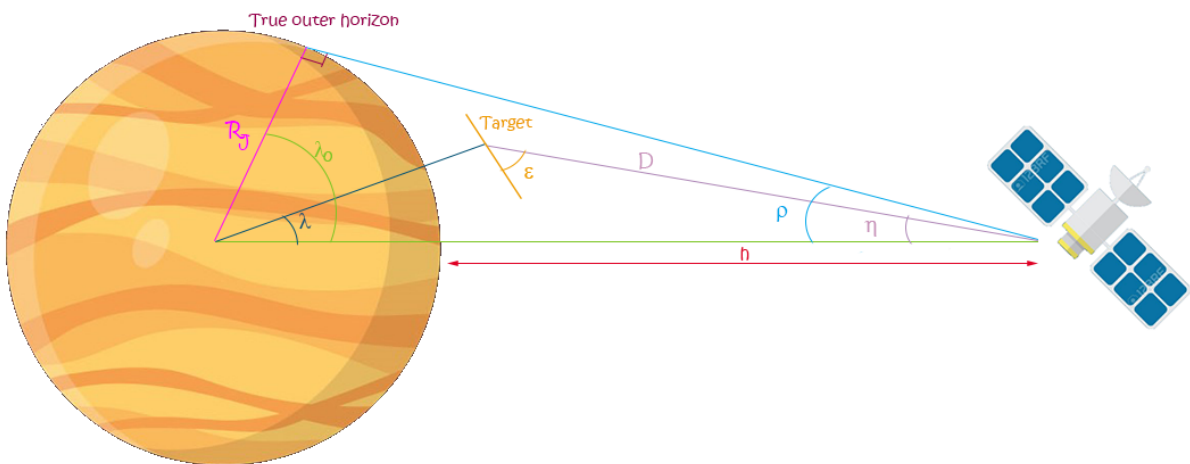


Figura 5.5: Geometría del ancho de haz

En este caso el satélite ha sido diseñado para transmitir la información al satélite que lo puso en órbita. Éstos se encuentran separados por una distancia de 500 km.

Para poder enviar los datos en todas las órbitas, el ancho de haz debe ser igual a $\lambda_0 = 6,536^\circ$. Entonces se obtiene un ancho de haz de $\theta = 28^\circ$.

Se puede aproximar el ancho de haz como el ángulo a través del cual la ganancia está dentro de los 3 dB (50 %) de la ganancia máxima. En la siguiente ecuación, conociendo el ancho de haz y la frecuencia, se calcula el diámetro de la antena necesario:

$$\theta = \frac{21}{f_{GHz} D} \rightarrow D = 0,08 \text{ m}$$

donde f_{GHz} es la frecuencia de la portadora en GHz y D el diámetro de la antena en m .

La ganancia de la antena de transmisión puede definirse como la relación entre su área efectiva, A_r , y el área efectiva de una hipotética antena isotrópica, $\lambda^2/4\pi$, donde λ es la longitud de onda de la señal transmitida. Para una antena receptora:

$$G = \left(\frac{\pi D \eta}{4} \right) \left(\frac{4\pi}{\lambda} \right)$$

Se calcula la ganancia de pico de la antena, G_p , en función del ancho de haz θ como:

$$G_p = \frac{26595}{\theta^2} \rightarrow G_p = 15,3 \text{ dB} \quad (5.1)$$

La ecuación anterior es para ganancia máxima. Cuando se tienen anchos de haz estrechos, se pueden producir errores en la orientación de la antena que pueden provocar una reducción de la ganancia. Suponiendo que este error es $\theta/2$, el ángulo máximo de desvío del apuntamiento de la antena es $e = 13^\circ$.

La siguiente ecuación estima la reducción de la ganancia máxima, L_θ , debido a errores de apuntamiento:

$$L_\theta = -12 \left(\frac{e}{\theta} \right)^2 \rightarrow L_\theta = -3 \text{ dB}$$

En total, la ganancia de la antena de transmisión es:

$$G_t = G_p + L_\theta = 12,3 \text{ dB} \quad (5.2)$$

Las pérdidas espaciales se calculan como:

$$L_S = \left(\frac{c}{4\pi S f} \right)^2$$

que convertida a decibelios queda como:

$$L_S = 147,55 - 20 \log S - 20 \log f \rightarrow L_S = -165,41 \text{ dB}$$

donde c es la velocidad de la luz, S la máxima distancia que puede haber entre la estación de seguimiento y el satélite visible y f la frecuencia de la portadora.



Las pérdidas por absorción durante la propagación debido a la Atmósfera (L_a) ocurren cuando la elevación del satélite respecto al horizonte es mínima. Para ello dividimos el valor de la atenuación según el zenit [1] por el $\sin \epsilon$. Si además se tiene en cuenta las pérdidas debido a un mal acoplamiento en la propagación de $0,3 \text{ dB}$, en total $L_a = -0,79 \text{ dB}$.

Al igual que se hizo con la antena de transmisión, se calculan los parámetros anteriores para la antena de recepción. Basándonos en otras antenas de recepción similares a las empleadas en otras misiones se selecciona un diámetro de 1 m . En este caso, el ancho de haz de recepción es $\theta = 2,1^\circ$ y suponiendo que el error de apuntamiento es el 10% del ancho de haz, $e_r = 0,21^\circ$. Se obtienen los siguientes valores:

- Ganancia de pico de la antena de recepción: $G_p = 37,88 \text{ dB}$
- Ganancia máxima debido a errores de apuntamiento: $L_\theta = -0,12 \text{ dB}$
- Ganancia de la antena de recepción: $G_r = G_p + L_\theta = 37,68 \text{ dB}$

Para calcular la temperatura de ruido del sistema, T_s , se emplea la ecuación:

$$T_s = T_{ant} + \left(\frac{T_0(1 - L_r)}{L_r} \right) + \left(\frac{T_0(F - 1)}{L_r} \right) \rightarrow T_s = 356,43 \text{ K}$$

donde:

- T_{ant} es el temperatura de ruido de la antena, $T_{ant} = 25 \text{ K}$
- T_0 es una temperatura de referencia, en Júpiter 152 K
- L_r es la pérdida de línea entre la antena y el receptor, $L_r = 35 \text{ K}$

Para calcular la potencia del transmisor del satélite se emplea la ecuación

$$E_b/N_0 = \frac{P L_t G_t L_s L_a G_r}{k T_s R}$$

pero despejando la potencia y en decibelios:

$$P = E_b/N_0 - L_t - G_t - L_s - L_a - G_r - 228,6 + 10 \log T_s + 10 \log R \rightarrow P = 2,05 \text{ W}$$

donde:

- Relación señal a ruido: $E_b/N_0 = 7 \text{ dB}$
- Pérdidas en la línea: $L_l = -1 \text{ dB}$
- Ganancia de la antena de transmisión: $G_t = 15,3 \text{ dB}$
- Pérdidas espaciales: $L_s = -46,43 \text{ dB}$
- Pérdidas por polarización y propagación: $L_a = -0,79 \text{ dB}$
- Ganancia de la antena de recepción: $G_r = 37,68 \text{ dB}$
- Velocidad de transmisión de datos: $R = 250 \cdot 10^6 \text{ bps}$

- Temperatura de ruido del sistema: $T_s = 0 \text{ dB}$

Usando la Figura 5.6 se busca la relación E_b/N_0 requerido para lograr el BER deseado para la técnica de modulación y codificación seleccionada. Si se elige una modulación BPSK, para una probabilidad de error de 10^{-5} , se tiene que $E_b/N_0 = 4,4 \text{ dB}$.

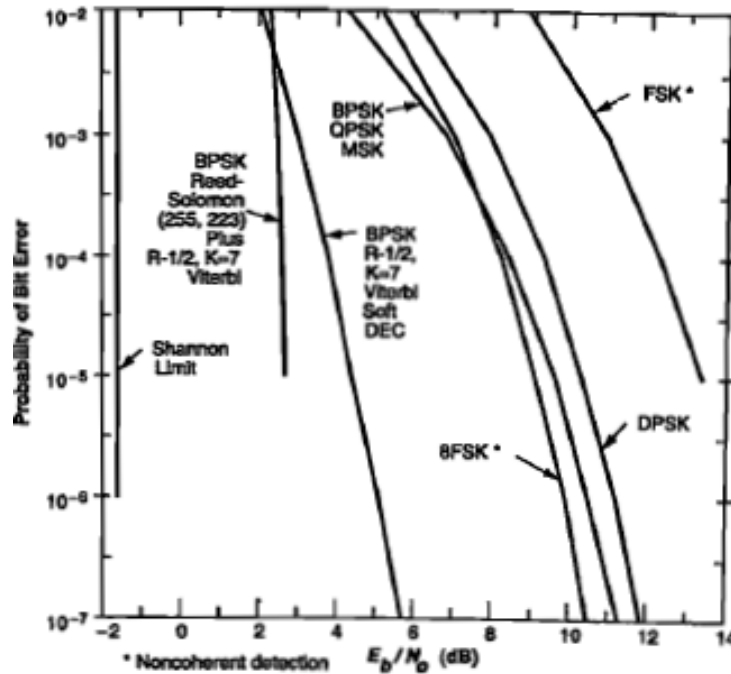


Figura 5.6: Probabilidad de error de un bit en función de E_b/N_0

Se añade 1 dB al valor teórico obtenido en la Figura 5.6 para las pérdidas de implementación:

$$E_b/N_0 = 4,4 + 1 = 5,4 \text{ dB}$$

El porcentaje de tiempo que el enlace está disponible depende del margen que el enlace tiene en tiempo despejado. Una mayor disponibilidad del enlace exige un margen mayor. En la Figura 5.7, para una frecuencia de 10 GHz y un elevación de 10° , se produce una atenuación por lluvia de 2 dB . La atenuación de la lluvia produce aumento de la temperatura de la antena, T_a , dada por:

$$T_a = (1 - L_a)T_0 \quad (5.3)$$

donde $L_r a$ es la atenuación debido a la lluvia y T_0 la temperatura de referencia, 152 K . La disminución sería la suma de la atenuación de la lluvia (2 dB) y el incremento de ruido $0,77 \text{ dB}$, haciendo un total de $2,77 \text{ dB}$.

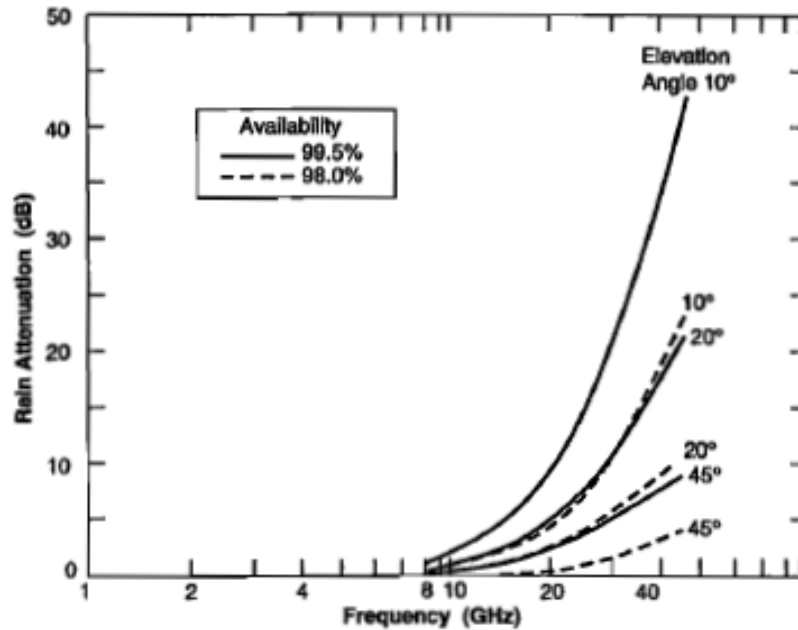


Figura 5.7: Atenuación por lluvia

Se ajustan los parámetros de entrada hasta que el margen sea al menos 3 dB mayor que el valor estimado para la degradación de lluvia, es decir, un margen de 5,77 dB. Aplicando este resultado, la nueva relación señal a ruido es $E_b/N_0 = 11,17$ dB.

Los resultados finales obtenidos en el enlace descendente son:

- Frecuencia: $f = 10$ GHz
- Pérdidas en la línea: $L_l = -1$ dB
- Potencia transmitida: $P = 5,14$ W
- Ancho del haz de la antena de transmisión: $\theta_t = 28^\circ$
- Diámetro de la antena de transmisión: $D = 0,075$ m
- Ganancia de pico de la antena de transmisión: $G_{pt} = 15,3$ dB
- Error en el apuntamiento de la antena de transmisión: $e_t = 14^\circ$
- Pérdidas en el apuntamiento de la antena de transmisión: $L_{pt} = -3$ dB
- Ganancia de la antena de transmisión: $G_t = 12,3$ dB
- Pérdidas espaciales: $L_s = -165,41$ dB
- Pérdidas por polarización y propagación: $L_a = -0,79$ dB
- Diámetro de la antena de recepción: $D = 1$ m

- Ganancia de pico de la antena de recepción: $G_{pr} = 37,8 \text{ dB}$
- Ancho del haz de la antena de recepción: $\theta_t = 2,1^\circ$
- Error en el apuntamiento de la antena de recepción: $e_t = 0,21^\circ$
- Pérdidas en el apuntamiento de la antena de recepción: $L_{pt} = -0,12 \text{ dB}$
- Ganancia de la antena de recepción: $G_r = 37,68 \text{ dB}$
- Velocidad de transmisión de datos: $R = 250 \text{ Mbps}$
- Temperatura de ruido del sistema: $T_s = 356,43 \text{ K}$
- Relación señal a ruido: $E_b/N_0 = 11,17 \text{ dB}$
- Probabilidad de error en el bit: $BER = 10^{-5}$
- Relación de señal a ruido requerida: $4,4 \text{ dB} - \text{Hz}$
- Pérdidas de implementación: -1 dB

5.6.2. Propuesta del subsistema

Teniendo en cuenta los datos obtenidos del enlace descendente, los requisitos para este subsistema aparecen agrupados en la Tabla 5.5:

Requisito	Valor
Tasa de bits	222,8 Mbps
Frecuencia	Banda X
Potencia	$\approx 5,1 \text{ W}$

Tabla 5.5: Requisitos del subsistema de comunicaciones

TRANSMISOR

Las alternativas comerciales para los transmisores aparecen en la Tabla 5.6:

Modelo	Fabricante	Consumo [W]	Frecuencia [GHz]	Masa [g]	Potencia de salida máxima [W]	Precio [€]
X-band Transmitter	EnduroSat	12	8,025 - 8,4	270	2	20500
S2DR HRTX	Augustus	23	8,025 - 8,4	500	1	—
CPUT X-Band transmitter	Clyde Space	10	8,025 - 8,375	130	—	—
XLink	IQSpaceCom	15	8,025 - 8,375	200	—	—

Tabla 5.6: Alternativas para los transmisores

De entre las opciones disponible se elige aquella que proporcione una tasa de datos más cercana a la que se había estimado anteriormente. De este modo, se selecciona el transmisor de Endurosat que tiene unas dimensiones de $95,9 \text{ mm} \times 90,2 \text{ mm} \times 23,4 \text{ mm}$ y una alta tasa de datos (+250 Mbps).



Figura 5.8: X-Band Transmitter

Las principales características del transmisor son las siguientes:

- Frecuencia de trabajo: 8.025 – 8.4 GHz
- Memoria interna: 32 GB
- Voltaje de alimentación: 12V
- Modos de operación: Load Mode con un consumo de 0,4 W y una intensidad de 0,033 A; Transmission Mode con un consumo de 12W y una intensidad 1 A a 32dBm.
- Interfaces: UART / I2C / CAN / RS-485 / LVDS

Conociendo que el transmisor tiene una tasa de datos de 250 Mbps y que se necesita transmitir un volumen de datos de 278,5 Mbits, se calcula que el tiempo que se tarda en transmitir las imágenes es de 0,89 segundos. Durante este tiempo el transmisor trabaja a 12V y 1A.

ANTENA

En cuanto a la antena, existen una gran variedad de modelos en el mercado para CubeSats. La información para algunos de estos modelos se recogen en la Tabla 5.7.

Modelo	Fabricante	Consumo [W]	Frecuencia [MHz]	Masa [g]	Ganancia [dBi]	HPBW [°]	Precio [€]
X-band Antenna	Anywaves	—	8025 - 8400	65	11,5	40	—
X-band Patch Antenna	EnduroSat	—	8025 - 8400	2,2	12,4	40	3500

Tabla 5.7: Alternativas para las antenas

Como se expuso en el enlace descendente, se hicieron los cálculos para una frecuencia de portadora de 10 GHz pero las alternativas comerciales trabajan con una frecuencia alrededor de 8 GHz. Una vez comprobado el tamaño y la forma para saber si coge en nanosatélite, se elige la opción comercializada por EnduroSat. Es una antena de alta ganancia de polarización circular derecha. Tiene unas dimensiones de $60\text{ mm} \times 60\text{ mm} \times 2,4\text{ mm}$.

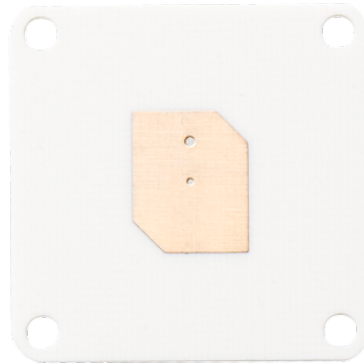


Figura 5.9: Antena de banda X

5.7. Subsistema de Potencia

El subsistema de energía eléctrica (EPS) proporciona, almacena, distribuye y controla la energía eléctrica de la nave espacial. Es crítico en el diseño de una nave espacial ya que su fallo implica el fallo total de la misión. Se deben identificar las cargas de energía eléctrica para las operaciones de la misión al comienzo de la vida útil, BOL, y al final de la vida útil, EOL.

Este subsistema consta de una fuente primaria de energía, que transforma la energía disponible (radiación solar) en energía eléctrica y una fuente secundaria de energía que sustituye a la fuente primaria cuando esta no puede cumplir con sus funciones.

Como fuente principal de potencia se usan paneles solares. Durante los períodos de eclipse se necesita una cierta cantidad de energía para proveer a los sistemas, por lo que habrá que dimensionar baterías.

5.7.1. Fundamentos

Para diseñar este subsistema es necesario determinar las necesidades y limitaciones del subsistema de energía de los paneles solares. Para ello es necesario conocer la potencia media durante el día y el eclipse. Se tiene en cuenta dos modos de operación en el dimensionamiento de los paneles solares:

- Modo de medición y comunicaciones con una potencia de $P_{C_e} = 14,3W$ durante un tiempo de $T_c = 2 \text{ min}$, que es el tiempo se necesita para transmitir la información. .
- Modo medición con una potencia de $P_{M_d} = P_{M_e} = 2,7W$, que es la misma durante el eclipse y la iluminación, durante el resto del periodo orbital.

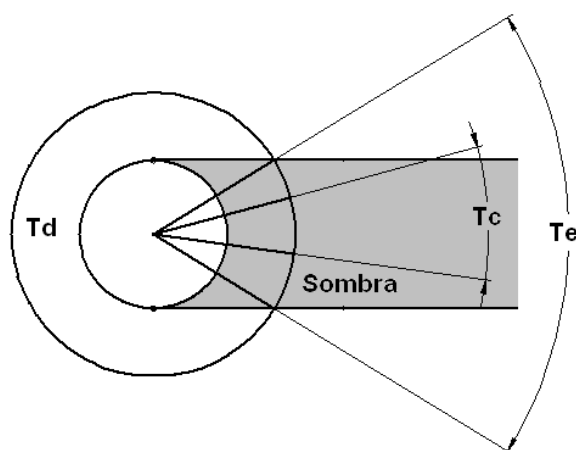


Figura 5.10: Esquema de los períodos

La duración del eclipse cambia con cada órbita debido a que varía la posición relativa entre el plano orbital y la dirección de los rayos solares. El periodo de máximo eclipse, T_n , se produce cuando la dirección de los rayos del Sol es paralela al plano de giro del satélite. Esta condición

aparece reflejada en la Imagen 5.11 de donde se deduce que:

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{R_0}{R_0 + h}\right)$$

donde h es la altura y R_0 es el radio de Júpiter.

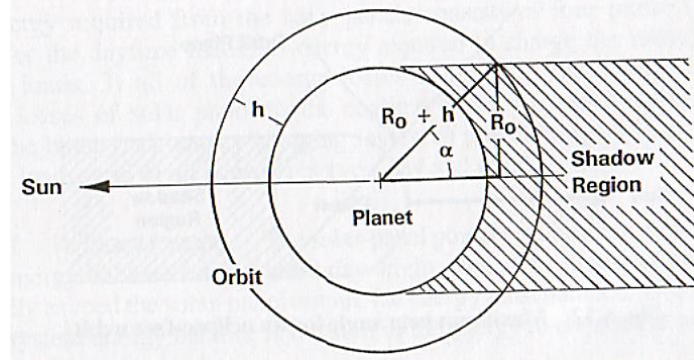


Figura 5.11: Periodo de eclipse máximo en órbita circular.

Para una órbita circular el periodo de sombra máximo se puede expresar como:

$$T_n = \frac{2\alpha}{360} T$$

- Duración del eclipse:

$$\alpha = 28,436^\circ \longrightarrow T_n = T_e = 82,71 \text{ min}$$

- Duración del periodo iluminado:

$$T_d = T - T_e = 440,84 \text{ min}$$

A continuación, se calcula la cantidad de energía a producir por los paneles solares. La siguiente ecuación expresa cuánta energía (P_{sa}) debe proporcionar la matriz solar para alimentar al satélite para los requisitos durante el día (P_d) y el eclipse (P_e):

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_{C_e} T_c}{X_e} + \frac{P_{M_e} (T_e - T_c)}{X_d} + \frac{P_{M_d} T_d}{X_d}}{T_d} = 3,45 \text{ W}$$

siendo:

- $X_e = 0,65$, eficiencia de línea desde las matrices solares a las cargas individuales a través de las baterías.
- $X_d = 0,85$, eficiencia de línea directamente desde los paneles a las cargas.

Se selecciona el tipo de celdas solares y se estima la potencia de salida, con el sol normal a la superficie de las celdas. Si las celdas son de arseniuro de galio, la potencia de salida es:

$$P_{out} = 0,185 \cdot P_{in} = 9,435 \text{ W/m}^2$$

donde $P_{in} = 51 \text{ W/m}^2$

Al comienzo de la vida, la potencia de la matriz por unidad de área es:

$$P_{BOL} = P_{out} \cdot I_d \cdot \cos \beta = 6,45 \text{ W/m}^2$$

donde:

- $\cos \beta$ es la pérdida de coseno, proporcional al ángulo de incidencia del Sol entre el vector normal a la superficie de la matriz y la línea del Sol.
- I_d es la degradación inherente

$$I_d = I_{sombra} \cdot I_{ensamblaje} \cdot I_{temperatura} = 0,68$$

- Pérdidas por sombras, $I_{sombra} = 1$
- Pérdidas por diseño y ensamblaje, $I_{ensamblaje} = 0,85$
- Pérdidas por temperatura, $I_{temperatura} = 1 - \frac{\%degradacin}{^{\circ}C}(T_{max} - T_{min}) = 0,805$

En este último cálculo se ha considerado que la temperatura para los paneles solares durante el periodo iluminado es de unos $67^{\circ}C$, mientras que para las células es de unos $28^{\circ}C$.

Al final de la misión, la potencia de la matriz solar es :

$$P_{EOL} = P_{BOL}(1 - r_a)^N = 6,1 \text{ W/m}^2$$

donde:

- r_a es el porcentaje de degradación (si se elige arseniuro de galio: $r_a = 2,75\%$)
- N es la vida de la misión ($N = 2$)

Con estos datos se puede calcular el área del panel solar necesaria para cumplir los requisitos de energía del satélite:

$$A = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} = 0,57 \text{ m}^2$$

Esta área de panel solar, significa que se necesitan poner 8 paneles solares de área $10 \times 10 \text{ cm}$.

Por otra parte, durante los eclipses y los picos de potencia, será necesario el uso de una fuente secundaria de energía por lo que también debe dimensionarse el tamaño de la batería (capacidad de la batería):

$$C = \frac{PT}{(DOD)N_n} = 19,83 \text{ Wh}$$

siendo:

- $P_e T_e$, la potencia demandada durante el eclipse

$$PT = P_{Me}(T_e - T_c) + P_{Ce}T_c = 3,53 \text{ Whr}$$

- N , el número de baterías ($N = 1$)
- n , la eficiencia de transmisión entre la batería y la carga (generalmente $n = 0,9$)
- DOD , el límite de profundidad de descarga ($DOD = 20\%$ en baterías de níquel-cadmio)

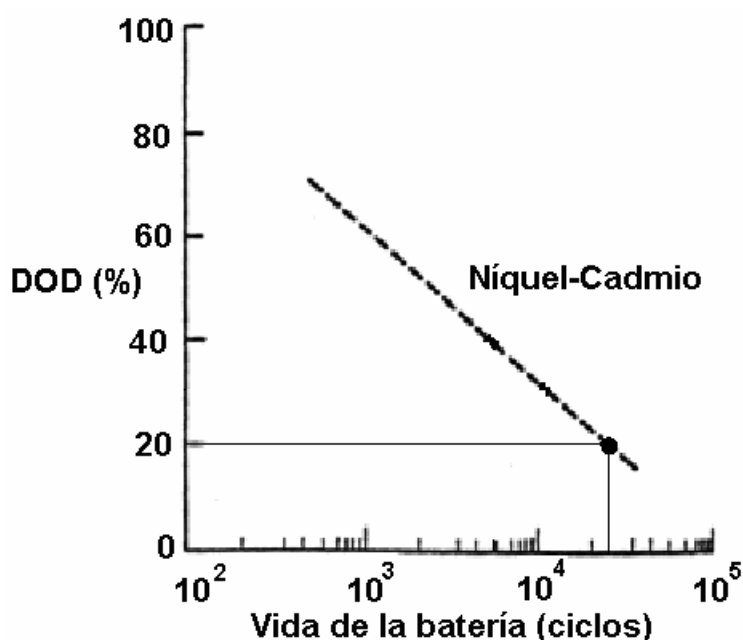


Figura 5.12: Profundidad de descarga de las baterías en función del tiempo

5.7.2. Propuesta del subsistema

De este modo, obtenemos los siguientes requisitos del subsistema para luego dimensionar los paneles y la unidad de potencia eléctrica:

Requisito	Valor
Generación de potencia	3,45 W
Almacenamiento	19,83 Wh

Tabla 5.8: Requisitos del subsistema de potencia

PANELES SOLARES

Para los paneles solares se considera la potencia que es capaz de proporcionar una placa del panel en sí.

Modelo	Fabricante	Eficiencia [%]	Masa [g]	Potencia [W]	Precio [€]
1U solar panel x/y	EnduroSat	29,5	44	2,4	1500
NanoPower P110	GomSpace	30	26	2,3	—
DHV-CS-10	DHV Technology	30	50	—	1450
CubeSat solar panels	ISIS	30	50	2,3	2500
SM Solar Panels	Spacemind	29	24	2,3	1450

Tabla 5.9: Alternativas para los paneles solares

En este caso los paneles solares presentan unas características muy parecidas. Por tanto, se escogen aquellos con menor masa y mayor eficiencia y generación de potencia.

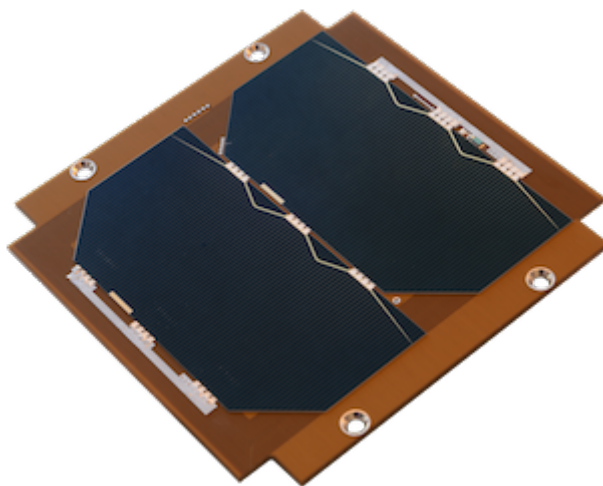


Figura 5.13: NanoPower P110

SISTEMA DE POTENCIA ELÉCTRICA

La mayoría de los sistemas de potencia eléctrica ofertados actualmente en el mercado ya tiene incluido un paquete de baterías. Según el modelo elegido, el número de baterías incluidas en el sistema varía, siendo común encontrar sistemas que disponen de 2 a 4 baterías.

Modelo	Fabricante	Capacidad de batería	Consumo de potencia [mW]	Potencia máxima [W]	Masa [g]	Precio [€]
Power Module I	EnduroSat	10,4/20,8 Wh	75	20	198	3300
NanoPower P31u	GomSpace	20 Wh	160	30	200	5550
P1U Vasik	Crystalspace	11/22 Wh	15	10	130	4400
iEPS	ISIS	22,5 Wh	90	32	190	4600

Tabla 5.10: Alternativas para el sistema de potencia eléctrica

En el tiempo de vida de la misión, 2 años, la batería debe ser capaz de durar como mínimo unos

2007,87 ciclos. Las baterías de la tabla 5.10 unas son de iones de litio y otras de polímero de litio. Para estas baterías, la profundidad de descarga es aproximadamente del 25 % en ambos casos. De este modo, la capacidad de la batería debe ser de 15,68 Wh.

Para elegir el subsistema de potencia eléctrica, se debe tener en cuenta que este debe ser capaz de proporcionar una potencia de 14,3W y la batería debe tener una capacidad de 15,68 Wh.

Con estos requisitos, se elige el sistema de control de potencia de Endursat de dos baterías con 20,8 Wh y 5600 mAh, ya que el de una es insuficiente, y que proporciona una potencia de 20 W.



Figura 5.14: EPS I Plus

Sus principales características son las siguientes:

- Potencia del pack de batería: 20,8 Wh
- Voltaje del pack de batería: 3.3 - 4.2 V
- Interfaces: UART, I2C, USB
- Peso: 278 gramos

5.8. Subsistema de Control Térmico

El subsistema de control térmico es el conjunto de elementos dedicados a garantizar ciertas condiciones de temperatura en todas las fases de la misión. Cumple las necesidades de cada sistema y elementos del vehículo, que tendrán sus condiciones térmicas para un correcto funcionamiento. Depende de la órbita y la actitud (orientación). Por tanto, sus requisitos estarán dados por los elementos con las condiciones térmicas más exigentes.

El rango operacional en el que deben mantenerse las temperaturas varía según el nanosatélite esté operando o en reposo. Cuando el equipo está operando se genera calor que el subsistema debe eliminar y cuando está en reposo el subsistema debe calentar al equipo evitando las bajas temperaturas.

Componente	Rango de temperatura típico ($^{\circ}\text{C}$)
Electrónica	0 a 40
Batería	5 a 20
Paneles solares	-100 a 100
Propelente / Hidracina	7 a 35
Estructura	-45 a 65
Detectores infrarrojos	-200 a -80

Tabla 5.11: Rango de temperaturas operacionales típico

5.8.1. Fundamentos

El intercambio de calor que tiene lugar entre el satélite y el entorno es en forma de radiación solar directa, la radiación solar reflejada en cuerpos planetarios cercanos (albedo), la radiación térmica emitida por cuerpos planetarios cercanos (radiación planetaria) y la radiación emitida hacia el espacio profundo.

RADIACIÓN SOLAR DIRECTA

La radiación solar directa depende de la posición de Júpiter en su órbita. En la Figura 5.15 se muestra la forma del espectro de radiación solar y en la Tabla 5.12 la repartición de energía en función de la longitud de onda.

Tipo de radiación	Longitud de onda, μ	% de energía total
Ultravioleta	0.1 — 0.38	7
Visible	0.3 — 0.7	40
IR próximo	0.7 — 1.0	22.6
IR	1.0 — 2.0	24
IR lejano	2.0 — 10	6.4

Tabla 5.12: Repartición de energía

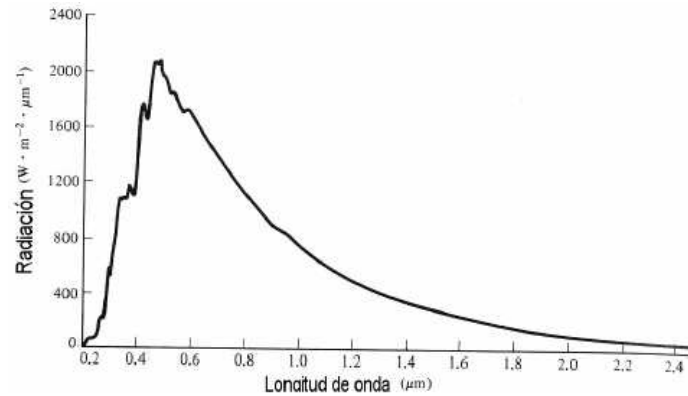


Figura 5.15: Espectro de radiación solar

Un cuerpo negro se define como un sistema ideal que absorbe la radiación incidente. La intensidad de radiación emitida por un cuerpo negro viene dado por la ley de Planck:

$$J_{\lambda} = \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1}$$

siendo:

- c_1 y c_2 constantes
- λ la longitud de onda
- T la temperatura del cuerpo negro en $^{\circ}K$

La longitud de onda para la cual la radiación espectral es máxima disminuye conforme aumenta la temperatura según:

$$\lambda_{max} T = 2,8986 \mu K$$

Si se considera el Sol como un cuerpo negro a $5760K$, la longitud de onda para intensidad de radiación máxima se produce a:

$$\lambda_{max} = 0,5 \mu K$$

La constante de Boltzman se obtiene a partir de la integral de la intensidad de radiación emitida por unidad de superficie:

$$I = \int_0^{\infty} J d\lambda = \sigma T^4 \rightarrow \sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} W/m^2 \cdot K$$

La intensidad de radiación por unidad de superficie se calcula como:

$$\Phi_S = \sigma T^4 \left(\frac{R_S}{R_J} \right)^2$$

siendo R_S el radio del Sol y R_J es el radio de Júpiter.

ALBEDO

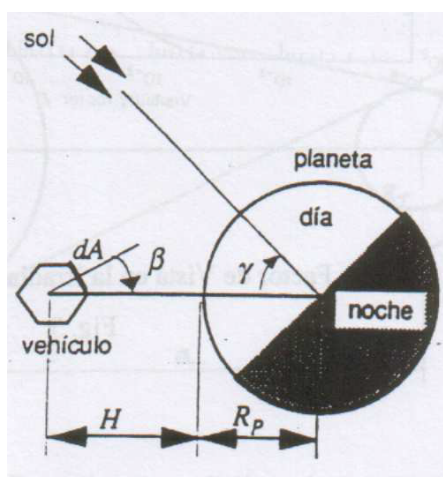
El albedo es la radiación solar reflejada en la superficie de Júpiter y depende de las condiciones atmosféricas. El flujo de calor incidente del albedo se calcula como:

$$\Phi_A = I_T \cdot a \cdot F$$

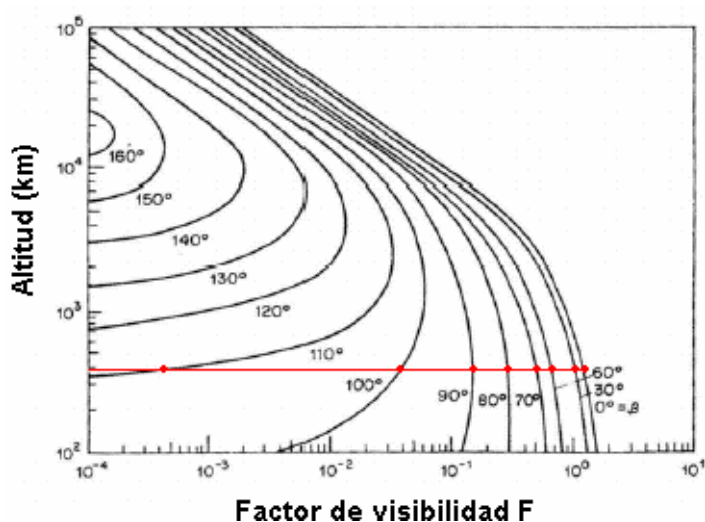
donde:

- I_T es la intensidad de radiación solar recibida a la distancia Júpiter-Sol
- a es la fracción de ésta reflejada por la Tierra
- F es el factor de vista Sol-Júpiter-vehículo

El factor de visibilidad Sol-Júpiter-vehículo depende de la altura de la órbita y del ángulo de inclinación solar, β . Se calcula a partir de la Figura 5.16b.



(a) Geometría del albedo



(b) Factor de visibilidad

RADIACIÓN INFRARROJA

La radiación infrarroja es la radiación emitida por Júpiter. Se consideran los siguientes valores para la radiación de Júpiter:

- Temperatura de Júpiter como cuerpo negro (K): 110K
- Longitud de onda para la máxima intensidad de radiación (μm): 26, 35
- Φ_J , Intensidad de radiación emitida por unidad de superficie (W/m^2): 51
- ε_J , Emisividad de la atmósfera de Júpiter más exterior: 1

5.8.2. Descripción del diseño térmico

El principal objetivo del diseño térmico es obtener y mantener dentro del vehículo espacial una temperatura adecuada para sus componentes. Para conocer el comportamiento térmico del nanosatélite hay que tener en cuenta la radiación proveniente del Sol, de Júpiter y el calor disipado por los componentes electrónicos.

Las superficies externas del cuerpo del satélite y la parte posterior del panel solar están cubiertas con MLI, por lo que los flujos externos no afectan el lado interno. Las propiedades ópticas de los paneles solares son $\epsilon = 0,85$ y $\alpha = 0,84$. El MLI empleado estará formado Kapton aluminizado con una emisividad efectiva de 0,8 y absorción solar de 0,4 para las propiedades ópticas de la parte posterior de los paneles solares.

El análisis térmico, de acuerdo al consumo de energía, puede hacerse según una aproximación activa o pasiva. Debido a su sencillez, bajo coste y fiabilidad se elige el control térmico pasivo. Realizando un análisis térmico pasivo, se mantienen los equipos de a bordo en los rangos de temperatura operativos permisibles mostrados en la Tabla 5.13 usando un material adecuado, propiedades de acabado de superficies (propiedades radiativas seleccionadas para lograr un balance energético a la temperatura deseada \rightarrow emisión IR y absorción solar) y aislamiento multicapa.

Subsistema	Potencia disipada W	Rango de temperatura permitido $^{\circ}C$	
		T_{min}	T_{max}
Batería	-	-	-
Ordenador de abordo	0,44	$-30^{\circ}C$	$+85^{\circ}C$
Comunicación	12	$-30^{\circ}C$	$+70^{\circ}C$
EPS	0,075	$-40^{\circ}C$	$+155^{\circ}C$
Paneles solares	-	$-40^{\circ}C$	$+85^{\circ}C$
Estructura	0	$-40^{\circ}C$	$+80^{\circ}C$
Cámara	1,6	-	-

Tabla 5.13: Temperatura de funcionamiento permisible

5.8.3. Análisis térmico

Mediante el análisis térmico se pretende comprobar que el diseño térmico cumple con los requisitos de temperatura mostrados en la Tabla 5.13 para todos los equipos durante todas las fases de la misión. En esta tabla también aparecen los valores de disipación de calor usados en el análisis. La Tabla 6.2 muestra las condiciones orbitales usadas en el análisis térmico cuando el satélite está en órbita. La peor condición de calor corresponde al caso donde el satélite con la máxima disipación de calor de los componentes es operado durante el período de iluminación. Por el contrario, la peor condición de frío corresponde al caso donde el satélite se opera durante el periodo de eclipse.

Parámetro	Condición térmica orbital	
	Caso caliente	Caso frío
Flujo solar [W/m^2]	51	0
Albedo	0,343	0
Flujo IR [W/m^2]	13,6	13,6

Tabla 5.14: Condiciones térmicas orbitales para el peor análisis térmico posible.

En las tablas 5.15 y 5.16 aparecen las propiedades del material y las propiedades termo-ópticas utilizadas en el análisis térmico.

Componente	Material	Densidad [kg/m^3]	Conductividad térmica [W/mK]	Calor específico [J/kgK]
Estructura	Al6061-T6	2700	171	920
Paneles solares	InGaP/GaAs/Ge	—	—	—
Batería	Iones de Litio	3,045	0,09	879,2
MLI	Kapton aluminizado / Mylar	350	9,2	—

Tabla 5.15: Resumen de las propiedades del material utilizado en el análisis

Componente	Propiedades ópticas	α	ϵ
Estructura	Kapton aluminizado	0,35	0,6
Paneles solares	Grafito/Epoxi	0,84	0,85
Electrónica	Aluminio anodizado	0,2	0,8
Batería	Pintura blanca	0,2	0,9
MLI	Kapton aluminizado	0,4	0,8

Tabla 5.16: Resumen de las propiedades termo-ópticas utilizadas en el análisis.

La ecuación que describe el balance térmico en un satélite mediante un modelo analítico nodal es:

$$m_i C_i \frac{dT_i}{dt} + \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) + \sum_{j=1}^{n+1} \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) = P_i + \alpha_{si} A_i \mu_i \Phi_s + \alpha_{si} A_i \Phi_{Ai} + \epsilon_i A_i \Phi_{Ti} \quad (5.4)$$

donde:

- $m_i C_i$: capacidad térmica del nodo i (J/K)
- T_i, T_j : temperaturas de los nodos i y j (K)
- dT_i/dt : variación de la temperatura, nodo i (K/s)
- C_{ij} : acoplamiento conductivo entre los nodos i y j (W/K)
- R_{ij} : acoplamiento radiativo entre los nodos i y j
- P_i : disipación de potencia interna del nodo i (W)

- α_{si} : absorptividad solar del nodo i
- A_i : área de radiación del nodo i
- μ_i : coeficiente de forma solar del nodo i
- ϵ_i : emisividad del nodo i
- Φ_{Si} : flujo solar incidente en el nodo i (W/m^2)
- Φ_{Ai} : flujo de albedo incidente en el nodo i (W/m^2)
- Φ_{Ti} : radiación de la Tierra incidente en el nodo i (W/m^2)

Por simplicidad a la hora de realizar el análisis, se considera un solo nodo. Para simplificar el modelo térmico del cubesat a un solo nodo térmico, se supone que los paneles solares, el radiador y la placa electrónica están acoplados conductivamente de tal manera que su temperatura es la misma en cualquier caso. Cabe destacar entonces que el término $j=n+1$ representa al intercambio de radiación del nodo i con el espacio profundo que está a una temperatura de $4K$ (-296°).

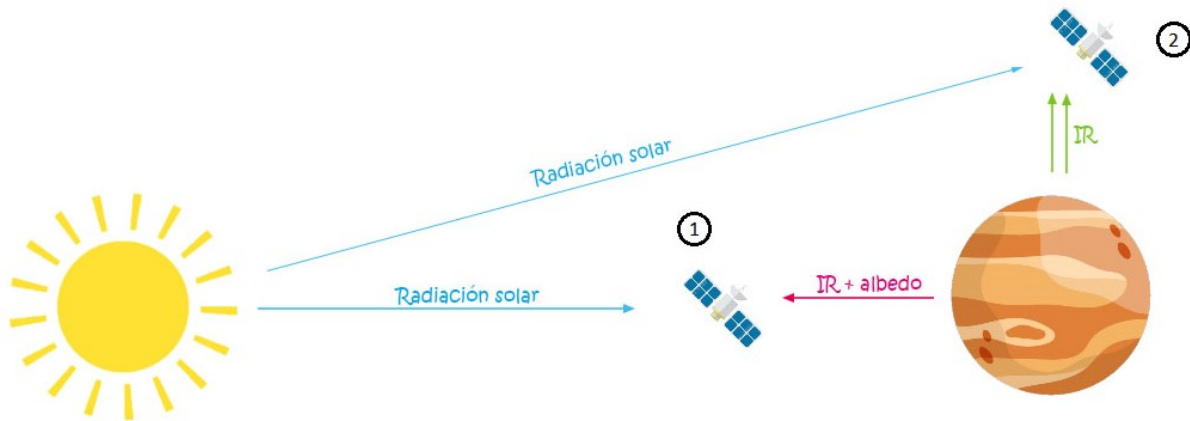


Figura 5.17: Esquema del análisis térmico

A continuación se analiza por separado la influencia de cada uno de los términos que intervienen en la ecuación del modelo matemático.

TÉRMINO RADIATIVO. R_{ij}

El factor de acoplamiento radiactivo mide la radiación absorbida por el nodo j (espacio profundo) procedente de la emitida por el nodo i (cubesat). Este término queda como:

$$\sum_{j=1}^{n+1} \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \longrightarrow \sigma R_{12} (T_1^4 - T_2^4)$$

donde:

$$R_{12} = 2R_{12psx} + 2R_{12psy} = 2\epsilon_{psx} A_{psx} F_{psx} + 2\epsilon_{psy} A_{psy} F_{psy} = 4 \cdot 0,82 \cdot 0,02 \cdot 1 = 0,068 W/m^2$$

TÉRMINO CONDUCTIVO. C_{ij}

El factor de acoplamiento conductivo se basa en la conducción entre nodos. Este término queda como:

$$\sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) \longrightarrow C_{11}(T_1 - T_1) = 0$$

TÉRMINO DE RADIACIÓN SOLAR

En el caso caliente o iluminado hay una cara del cubesat que queda mirando al Sol:

$$\alpha_{si} A_i \mu_i \Phi_s \longrightarrow \Phi_s \alpha_{P_{sx}} A_{P_{sx}} = 51 \cdot 0,84 \cdot 0,02 = 0,8568 \text{ W}$$

Sin embargo, en el caso frío o eclipse el protector multicapa protege al cubesat del flujo exterior y no hay radiación procedente del Sol: $\Phi_s = 0$.

TÉRMINO DE ALBEDO Y DE RADIACIÓN JOVIANA

Tanto en el caso caliente como en el caso frío el protector multicapa protege al cubesat del flujo exterior y no hay radiación procedente del albedo ni de la superficie de Júpiter: $\Phi_T = 0$ y $\Phi_A = 0$.

$$\alpha_{si} A_i \Phi_{Ai} = 0$$

$$\epsilon_i A_i \Phi_{Ti} = 0$$

donde el término Φ_{Ai} y Φ_T se calculan como:

$$\Phi_{Ai} = I_T a F_i = \Phi_A F_i$$

$$\Phi_{Ti} = \Phi_T \cos \beta_i$$

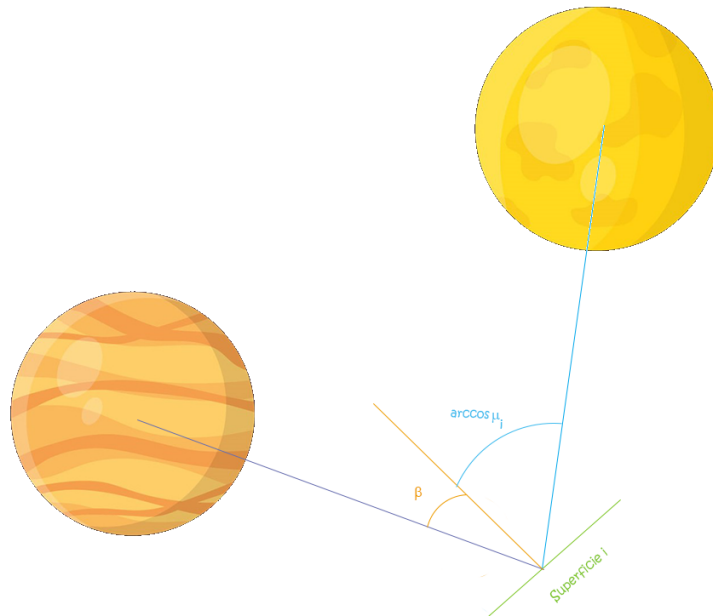


Figura 5.18: Geometría del nodo i con respecto al Sol y Júpiter

5.8.4. Resolución de la ecuación

Se considera un caso de estudio estacionario, de forma que el término de la masa en la ecuación 4.4 es nulo:

$$m_i C_i \frac{dT_i}{dt} = 0$$

CASO CALIENTE

En el caso caliente, la ecuación a resolver queda de la siguiente forma:

$$\sigma R_{12}(T_1^4 - T_2^4) = P_1 + \Phi_s \alpha_{P_{sx}} A_{P_{sx}}$$

Sustituyendo los datos anteriores:

$$5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,068(T_1^4 - 4^4) = 14,3 + 0,8568 \rightarrow T_1 = 250,39K = -22,76^\circ C$$

CASO FRÍO

En el caso frío, la ecuación a resolver queda de la siguiente forma:

$$\sigma R_{12}(T_1^4 - T_2^4) = P_1$$

Sustituyendo los datos anteriores:

$$5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,068(T_1^4 - 4^4) = 14,3 \rightarrow T_1 = 246,78K = -26,36^\circ C$$

Estos valores de temperatura obtenidos, están dentro de los rangos de temperatura permisibles reflejados en la Tabla 6.1. Pero estos valores también están próximos a la temperatura mínima permitida del ordenador de abordo y comunicaciones, por lo que podría ser necesario incluir un calentador con un consumo de potencia de aproximadamente 0,1 W, por comparación con algunos modelos.

5.9. Estructura y Configuración

La estructura del satélite rodea a todos los subsistemas y los protege de fuerzas, vibraciones y aceleraciones a los que éstos puedan verse sometidos, por lo que debe ser duradera, resistente y ligera. La estructura de un satélite puede ser de distintos tipos dependiendo de la misión, la carga de pago y el resto de los subsistemas.

Las principales funciones de este subsistema son:

- Tener suficiente superficie y volumen para albergar y posicionar al resto de los equipos
- Proporcionar rigidez
- Soportar los esfuerzos que aparecen durante el lanzamiento
- Permitir la disipación de potencia al espacio

El diseño de la estructura en nanosatélites está bastante limitado, debido a las especificaciones, por lo que es habitual recurrir directamente a soluciones comerciales en función de los requisitos del diseño. Así, encontramos las siguientes alternativas:

Fabricante	Material	Masa [g]	Precio [€]
ISIS	—	206	2950
Clyde Space	Aluminio 7075 o 6082	235	—
NPC Spacemind	—	216	1970

Tabla 5.17: Alternativas para las estructuras

Se escoge la estructura de comercializada por la empresa ISIS, pues es la más ligera.



Figura 5.19: Estructura 2U

5.9.1. Configuración

A continuación se muestra un modelo 3D de la estructura y de la localización de los subsistemas dentro del satélite.

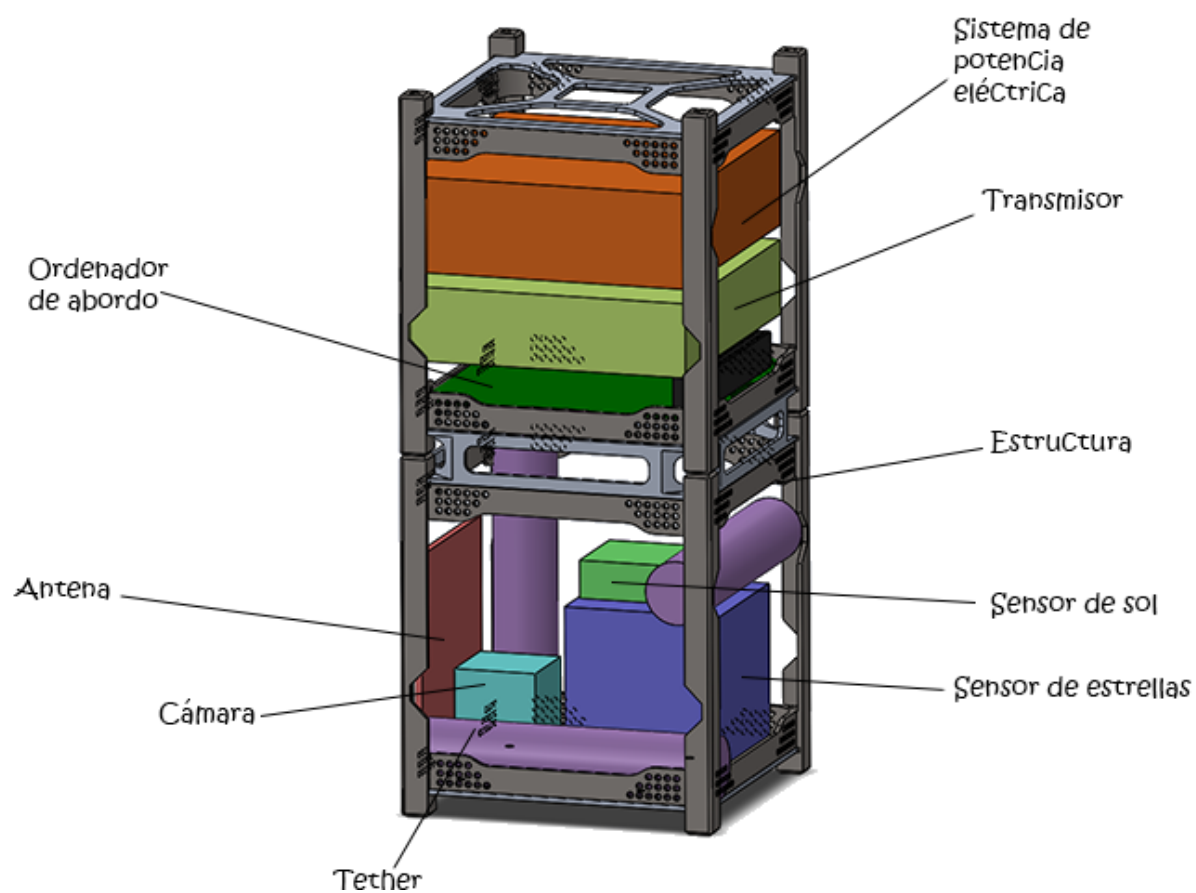


Figura 5.20: Esquema del Cubesat con los subsistemas

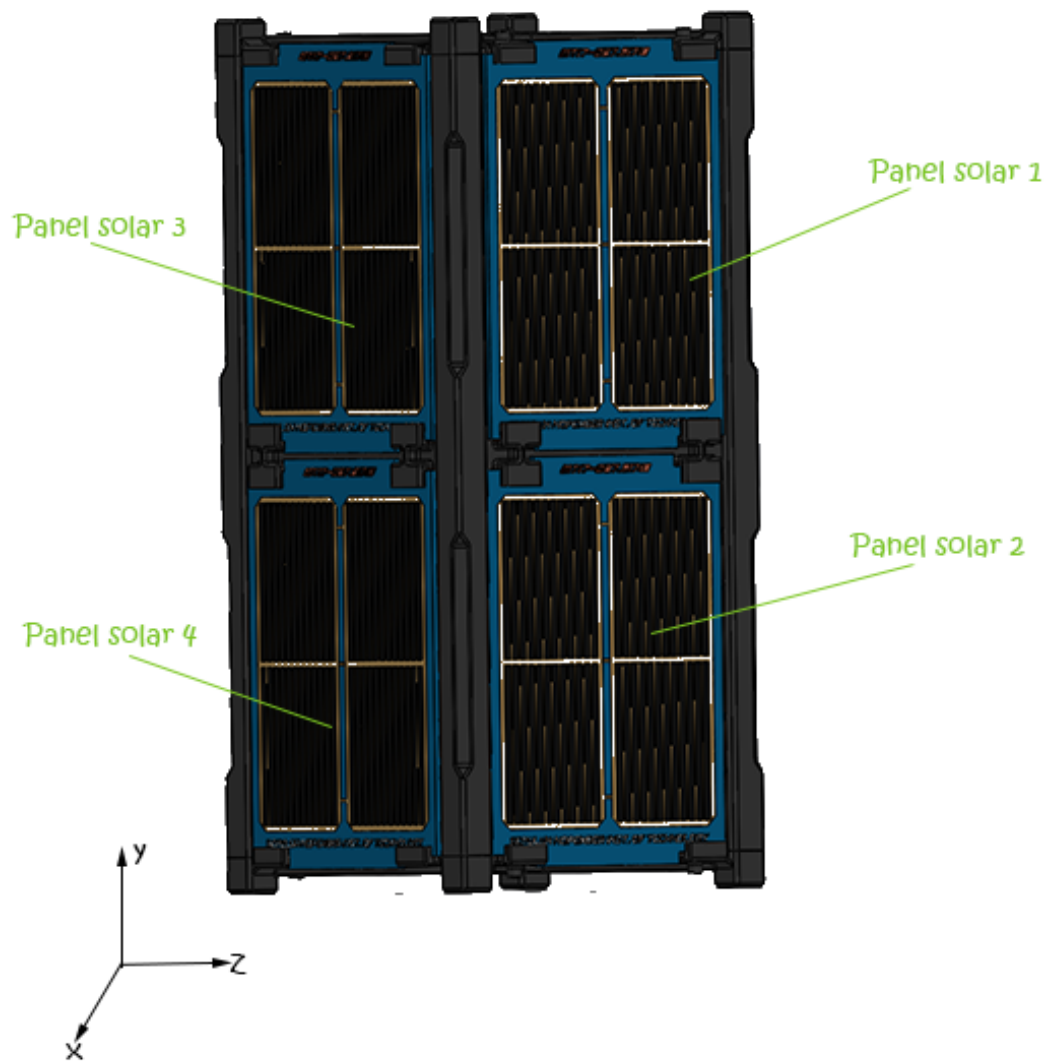


Figura 5.21: Esquema del Cubesat con paneles solares

5.9.2. Geometría de masas

CENTRO DE MASAS

Para encontrar el centro de masa del satélite, se aplica la definición de coordenadas del centro de gravedad:

$$x_g = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot x_i}{m_{total}}$$

$$y_g = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot y_i}{m_{total}}$$

$$z_g = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot z_i}{m_{total}}$$

La posición de los centros de masas de cada elemento es la siguiente:

Componente	Masa, [g]	X[mm]	Y[mm]	Z[mm]
Ordenador de abordo	58	3,04	64,19	13,89
Transmisor	270	-1,67	92,72	-0,05
EPS	278	0,05	126,42	-0,87
Estructura	206	0	51,98	0
Antena	2,2	-42,23	1,48	6,15
Tether en X	83,81	0,5	-38,98	33,43
Tether en Y	83,81	-33,43	-2,48	-33,43
Tether en Z	83,81	33,43	-10,85	-0,05
Cámara	32	-23,62	-34,48	3,87
Panel solar 1	26	0	106,05	48,76
Panel solar 2	26	0,48	-1,85	48,76
Panel solar 3	26	0	106,05	-48,76
Panel solar 4	26	0,47	-1,85	-48,76
Panel solar 5	26	-48,76	106,05	0
Panel solar 6	26	-48,76	-1,85	-1,52
Panel solar 7	26	48,76	106,05	0
Panel solar 8	26	48,76	-1,85	0,47
Sensor de sol	25	9,06	6,06	-16,04
Sensor de estrellas	165	18,04	-24,98	-13,57

Tabla 5.18: Posición y masa de todos los componentes

Con estos datos, la posición del centro de masas de todo el CubeSat es:

- $X_g = 1,51 \text{ mm}$
- $Y_g = 59,2 \text{ mm}$
- $Z_g = -1,41 \text{ mm}$

MOMENTOS Y PRODUCTOS DE INERCIA

Los momentos y productos de inercia respecto a los ejes X, Y, Z se definen como:

$$\begin{aligned}
 I_x &= \int (z^2 + y^2) dm = m(z^2 + y^2) & P_{xy} &= mxy \\
 I_y &= \int (z^2 + x^2) dm = m(z^2 + x^2) & P_{yz} &= mzy \\
 I_z &= \int (x^2 + y^2) dm = m(x^2 + y^2) & P_{zx} &= mxz
 \end{aligned}$$

Los valores de los momentos y productos de inercia se unen en la matriz de inercia:

$$I_G = \begin{pmatrix} 0,0123 & -6,1 \cdot 10^{-5} & -8,52 \cdot 10^{-6} \\ -6,1 \cdot 10^{-5} & 0,0026 & 3,59 \cdot 10^{-5} \\ -8,52 \cdot 10^{-6} & 3,59 \cdot 10^{-5} & 0,0123 \end{pmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$



EJES PRINCIPALES DE INERCIA

Los ejes principales de inercia o direcciones principales de inercia en un punto O son aquellas direcciones paralelas a su vector de inercia asociado:

$$I_u \mathbf{u} = \lambda \cdot I \cdot \mathbf{u}$$

donde I_u es la matriz formada por los momentos y productos de inercia definida en 3.3.1 e I la matriz identidad.

De la ecuación anterior tenemos:

$$I_u \mathbf{u} - \lambda \cdot I \cdot \mathbf{u} = 0 \implies \begin{vmatrix} I_x - \lambda & -P_{xy} & -P_{xz} \\ -P_{yx} & I_y - \lambda & -P_{yz} \\ -P_{zx} & -P_{zy} & I_z - \lambda \end{vmatrix} = 0$$

Los autovalores, λ , y autovectores, \mathbf{u} , obtenidos son los siguientes:

- $\lambda_1 = 2,65 \cdot 10^{-3}$ en la dirección $\mathbf{u}_1 = (0, 1, 0)$
- $\lambda_2 = 7,38 \cdot 10^{-3}$ en la dirección $\mathbf{u}_2 = (0, 6, 0, 0, 8)$
- $\lambda_3 = 7,39 \cdot 10^{-3}$ en la dirección $\mathbf{u}_3 = (0, 8, 0, -0, 6)$

Se puede observar que el eje Y es un eje principal de inercia.

5.9.3. Cálculo estructural

Antes de empezar con el cálculo estructura se explican algunos conceptos de utilidad.

La resistencia de materiales describe cómo responden los materiales a las fuerzas que se les aplican. El término más básico es la tensión que experimenta una barra sometida a compresión o tracción:

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

donde P es la carga aplicada y A la área de la sección transversal.

La rigidez de un material es la relación de su tensión con la deformación para una carga determinada. Se expresa como el módulo de Young, E :

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

donde $\varepsilon = \Delta L/L$ es la deformación adimensional y L la longitud de la barra.

Cuando una columna elástica lineal está sometida a compresión se dobla para una carga de pandeo de Euler, P_{cr} :

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{L_{eq}^2}$$

donde I es el menor momento flector y L_{eq} es la longitud efectiva.

Se puede calcular la carga axial equivalente, P_{eq} , combinando la carga axial, lateral y de pandeo de un cilindro de pared delgada como:

$$P_{eq} = P \pm \frac{2M}{R}$$

donde R es el radio del cilindro y M el momento de flexión.

Para realizar el análisis estructural se considera una estructura monocasco de aluminio 7075-T6 con la geometría de un rectángulo de $0,01\text{ m} \times 0,01\text{ m} \times 0,0227\text{ m}$. El satélite tiene una masa de $1,557\text{ kg}$ y se considera una sección rectangular de pared delgada.

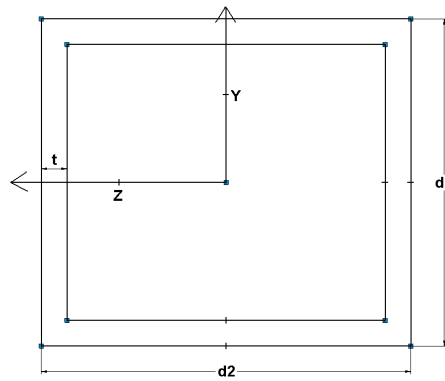


Figura 5.22: Sección transversal de la aproximación monocasco. Fuente: [16]

DIMENSIONAMIENTO PARA FRECUENCIA NATURAL LONGITUDINAL

- Frecuencia longitudinal natural del lanzador: $f_{nat} = 15\text{ Hz}$
- Módulo de Young del aluminio: $E = 71\text{ GPa} = 71\text{ kg/mm}^2$
- Frecuencia longitudinal natural del satélite:

$$f_{nat} = 0,25 \sqrt{\frac{EA}{mL}} \rightarrow A = 7,8 \cdot 10^{-10} \text{ m}^2$$

- Espesor de una pared delgada:

$$t_1 = \frac{A}{2(d_1 + d_2)} \rightarrow t_1 = 1,2 \cdot 10^{-5} \text{ mm}$$

Para cumplir con los requisitos de frecuencia natural se necesita un área de $7,8 \cdot 10^{-10} \text{ m}^2$ y un espesor de $1,2 \cdot 10^{-5} \text{ mm}$.

DIMENSIONAMIENTO PARA FRECUENCIA NATURAL LATERAL

- Frecuencia lateral natural impuesta al lanzador: $f_{nat} = 10\text{ Hz}$

- Frecuencia longitudinal natural del satélite:

$$f_{nat} = 0,56 \sqrt{\frac{EI}{mL^3}} \rightarrow I = 7 \cdot 10^{-15} \text{ m}^4$$

- Segundo momento del área de la sección transversal:

$$I = 2t_2 d_1 d_2 \frac{d_1 + d_2}{4} \rightarrow t_2 = 1,88 \cdot 10^{-6} \text{ mm}$$

CARGA APLICADA Y CARGA EQUIVALENTE

Los factores de carga en el lanzador son:

- Factor de carga axial máximo en el lanzador: $n_x = n_{x_{est}} + n_{x_{din}} = 5,8g$
- Factor de carga lateral máximo en el lanzador: $n_y = n_{y_{est}} + n_{y_{din}} = 1,8g$

Multiplicando la masa del vehículo por los factores de carga se obtienen las máximas cargas esperadas:

- Axial: $P = 77,21 \text{ N}$
- Lateral: $P = 23,96 \text{ N}$
- Momento flector aplicado a una distancia de 0,01135 m: $M = 0,27 \text{ Nm}$

La carga axial equivalente se obtiene a partir de la siguiente ecuación:

$$P_{eq} = P_{axial} \pm \frac{2M}{R} = 77,21 \pm \frac{2 \cdot 0,27}{0,005} = 185,21 \text{ N}$$

donde R es brazo de la sección transversal.

Este valor de carga equivalente se multiplica por un factor de seguridad para obtener la carga última que debe soportar la estructura:

$$P_{eq,u} = 1,25 \cdot P_{eq} = 231,51 \text{ N}$$

DIMENSIONAMIENTO PARA CARGA ÚLTIMA

- Área de la sección transversal para soportar la carga de tensión:

$$A = 2t_3(d_1 + d_2)$$

- Tensión de tracción bajo carga de tracción, $\sigma = F_{tu} = 530 \text{ MPa}$:

$$\sigma = \frac{P_{eq,u}}{A} \rightarrow t_3 = 0,0066 \text{ mm} \rightarrow A = 6,55 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2$$

Se comprueba que se cumplen las condiciones de límite elástico:

$$P_{eq,lim} = 1,1P_{eq} = 203,73 \text{ N}$$

$$P_{lim} = F_{CY} A = 440 \cdot 10^6 \cdot 4,36 \cdot 10^{-7} = 191,84 \text{ N}$$

Como la carga límite es más pequeña que la carga equivalente límite, puede ocurrir una deformación permanente.

DIMENSIONAMIENTO PARA CARGA LIMITE

El procedimiento es análogo al anterior pero en este caso $\sigma = F_{CY} = 440 \text{ MPa}$ y $P_{eq,lim} = 203,73 \text{ N}$, obteniéndose un espesor de $t_4 = 0,0115 \text{ mm}$.

Se comprueba que se cumplen las condiciones de carga última:

$$P_{ult} = F_{tu} A = 530 \cdot 10^6 \cdot 4,62 \cdot 10^{-7} = 254,28 \text{ N}$$

En este caso, como la carga última es mayor que la carga última equivalente, resiste tanto para carga límite como para carga última.

DIMENSIONAMIENTO PARA PANDEO LONGITUDINAL

Se hace la hipótesis de que primero pandean los paneles de mayor longitud transversal. Se usa la ecuación de tensión límite para pandeo de un panel y se impone que $\sigma_{cr} = F_{tu} = 530 \text{ MPa}$:

$$\sigma_{cr} = 3,62E \left(\frac{t}{b} \right)^2 \longrightarrow t_5 = 9,65 \cdot 10^{-5} \text{ mm}$$

Con estos resultados, se obtiene que el criterio más crítico es el dimensionamiento para carga límite, ya que necesita el mayor espesor.

Capítulo 6

Diseño del boom

6.1. Introducción

Konstantin Tsiolkovsky propuso la idea de una torre que llegaría al espacio y se mantendría a esa altura debido a la rotación de la Tierra.

Sin embargo, hubo pocos estudios después de Tsiolkovsky hasta que en 1960 Yuri Artsutanov escribe sobre la idea del "ascensor espacial", una especie de tether síncrono que rotaría con la Tierra. El concepto parecía remoto en los 60 porque los materiales disponibles no poseían las propiedades mecánicas necesarias para construirlo.

En 1979 la NASA de EE.UU estudia la viabilidad de la idea y autoriza el estudio del sistema de tether, especialmente en satélites. A partir de ese momento se han propuesto varias aplicaciones espaciales con tethers.

En el año 2000, la NASA y Boeing proponen un proyecto llamado HASTOL, donde un tether rotatorio pondría en órbita la carga que llevaría un avión hipersónico.

6.2. Construcción

Los materiales que se utilizan en los tethers dependen de su aplicación. Para obtener un buen funcionamiento, se combinan materiales de alta resistencia o conductividad eléctrica y baja densidad.

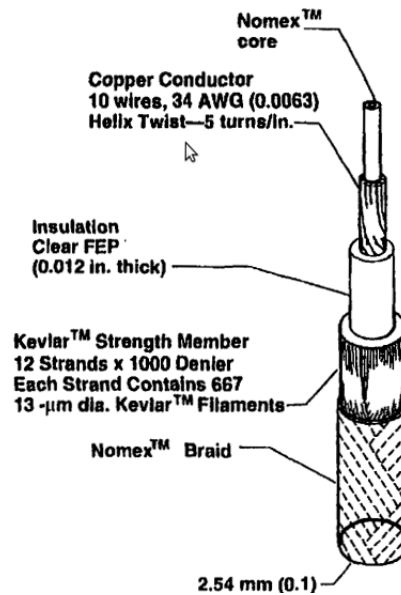


Figura 6.1: Composición de un tether conductivo. Fuente: NASA

Aquellos tethers en los que se apliquen altas tensiones de tracción, necesitan materiales fuertes y ligeros. Se emplean plásticos cristalinos como el polietileno de ultra alto peso molecular, aramida o fibra de carbono.

Los materiales más empleados se muestran en la siguiente tabla:

Material	Densidad, ρ [kg/m ³]	Límite de tensión, σ [GPa]	Longitud característica [km]	Velocidad específica [km/s]	Velocidad característica [km/s]
Nanotubos de carbono de pared simple (moléculas individuales)	2266	50	2200	4,7	6,6
Fibra M5 (valores planificados)	1700	9,5	570	2,4	3,3
Toray de fibra de carbono (T1000G)	1810	6,4	361	1,9	2,7
Aramida, fibra de polibenzazol (PBO)	1340	5,9	450	2,1	3
Carburo de silicio	3000	5,9	199	1,4	2
Fibra M5 (existente)	1700	5,7	340	1,8	2,6
DuPont fibra de aramida (Kevlar 49)	1440	3,6	255	1,6	2,2
Honeywell fibra de polietileno de cadena extendida (Spectra 2000)	970	3	316	1,8	2,5

Tabla 6.1: Materiales para tether

El tether que se propone estará hecho de un material conductor para que se comporte como un tether electrodinámico y que sea rígido, no flexible. De este modo se ha seleccionado como material la aleación aluminio 2024, cuyo principal aleante es el cobre y presenta una excelente resistencia a la corrosión y alta conductividad eléctrica y térmica.

6.3. Misiones con tethers

Los tethers se usan en exploración espacial para aplicaciones como la observación de la Tierra, generación de corrientes, transferencia orbital para la exploración interplanetaria y la puesta en órbita de satélites o de desechos espaciales. En los últimos años se han realizado varias misiones con tethers que presentan longitudes de 10 a 30 km.

Nombre	Fecha	Órbita	Longitud	EDT	Agencia	Comentario
Gemini 11	1967	LEO	30 m		NASA	Giro estable 0.15rpm
Gemini 12	1967	LEO	30 m		NASA	Local vertical, balanceo estable
H-9M-69	1980	Suborbital	500 m	Si	NASA	Desplegado parcialmente
S-520-2	1981	Suborbital	500 m	Si	NASA/ISAS	Desplegado parcialmente
Charge-1	1983	Suborbital	500 m	Si	NASA/ISAS	Desplegado completamente
Charge-2	1984	Suborbital	500 m	Si	NASA/ISAS	Desplegado completamente
Oedipus-A	1989	Suborbital	958 m		CSA/NASA	Giro estable 5rpm, alineado con el campo magnético
Charge-2B	1992	Suborbital	500 m	Si	NASA	Desplegado completamente
TSS-1	1992	LEO	260 m	Si	NASA/ISA	Desplegado parcialmente, recuperado
SEDS-1	1993	LEO	20 km		NASA	Despegado completamente hacia abajo, balanceo
PMG	1993	LEO	500 m	Si	NASA	Despegado hacia arriba
SEDS-2	1994	LEO	20 km		NASA	Despegado completamente, estable con la vertical local
Oedipus-C	1995	Suborbital	1170 km		CSA/NASA	Giro estable 5rpm, alineado con el campo magnético
TSS-1R	1996	LEO	19,6 km	Si	NASA/ISA	Despegado casi completamente
TiPS	1996	LEO	4 km		NRO/NRL	Tether de larga vida en órbita (sobrevivió 12 años)
ATEX	1999	LEO	6 km		NRL	Desplegado parcialmente
ProSEDS	2003	LEO	15 km	Si	NASA	No volado
DTUosat-1	2003	LEO	450 m	Si	TUD	Nano-Satélite no trabaja en espacio
MAST	2007	LEO	1 km		NASA	Tether falla en el despliegue
YES2	2007	LEO	30 km		ESA	Desplegado completamente pero perdido
Cute-1.7+APDII	2008	LEO	10 m	Si	tokyo tech	Cubesat trabaja. Tether falla en el despliegue
STARS	2009	LEO	10 m		Kagawa U	Tether desplegado
T-Rex	2010	Suborbital	300m	Si	JAXA	Tether desplegado, actualmente no hay medida
TEPCE	2019	LEO	1 km	Si	NRL	Tether desplegado

Tabla 6.2: Misiones espaciales con tether

A parte de las misiones de la Tabla 6.2, hay propuestas otras misiones para el futuro:

- MiTEE (Miniature Tether Electrodynamics Experiment), es una misión realizada para demostrar y evaluar un tether electrodinámico muy pequeño en el ambiente espacial. [17]
- Stars-C (Space Tethered Autonomous Robotic Satellite), consiste en dos satélites conectados por un tether para probar la extensión del tether. [18]

6.4. Descripción del despliegue del boom

Las estrategias de despliegue están determinadas por las condiciones orbitales y por el estado en el que se quiere que esté el tether al final de la maniobra.

En este proyecto el despliegue del boom se hará mediante unos muelles. Dentro de cada pliegue irá alojado un muelle. Al llegar a la órbita, se abrirá una parte de la estructura del cubesat

y estos muelles harán que el boom se despliegue del todo. Una vez que esté desplegado por completo se comportará como un material rígido.

6.5. Dimensionado del tether

Para definir el tether, es necesario tener en cuenta en el diseño la longitud, la anchura y el grosor de la pared del tether, ya que son parámetros críticos para producir suficiente propulsión y potencia.

Además, se debe dimensionar para que se pueda colocar correctamente dentro del Cubesat sin interferir o solaparse con otros dispositivos. Con las suposiciones anteriores se llega a los siguientes resultados:

- Longitud del boom desplegado: 9,6 m
- Diámetro en el extremo: 1 mm
- Longitud de un pliegue: 96 mm
- Espesor de la pared: 0,1 mm
- Números de pliegues: 100
- Peso: 83,81 gramos
- Diámetro en la base: 200 mm

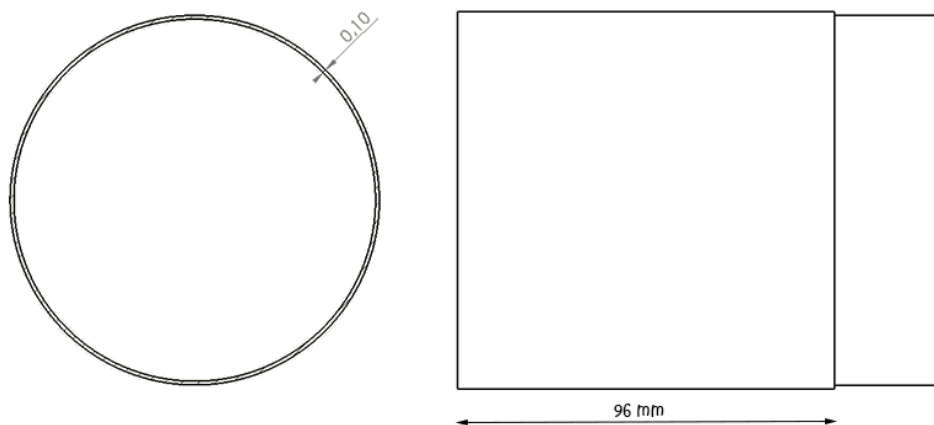


Figura 6.2: Esquema de un pliegue

Capítulo 7

Conclusiones

Se ha visto que es necesaria una estructura 2U para poder incluir todos los subsistemas y el tether en el interior del CubeSat. Además, este CubeSat debe estar muy próximo a la superficie de Júpiter para que sea efectiva la tecnología del boom y es necesaria una longitud de, por lo menos, 10 km para empezar a obtener unos resultados positivos.

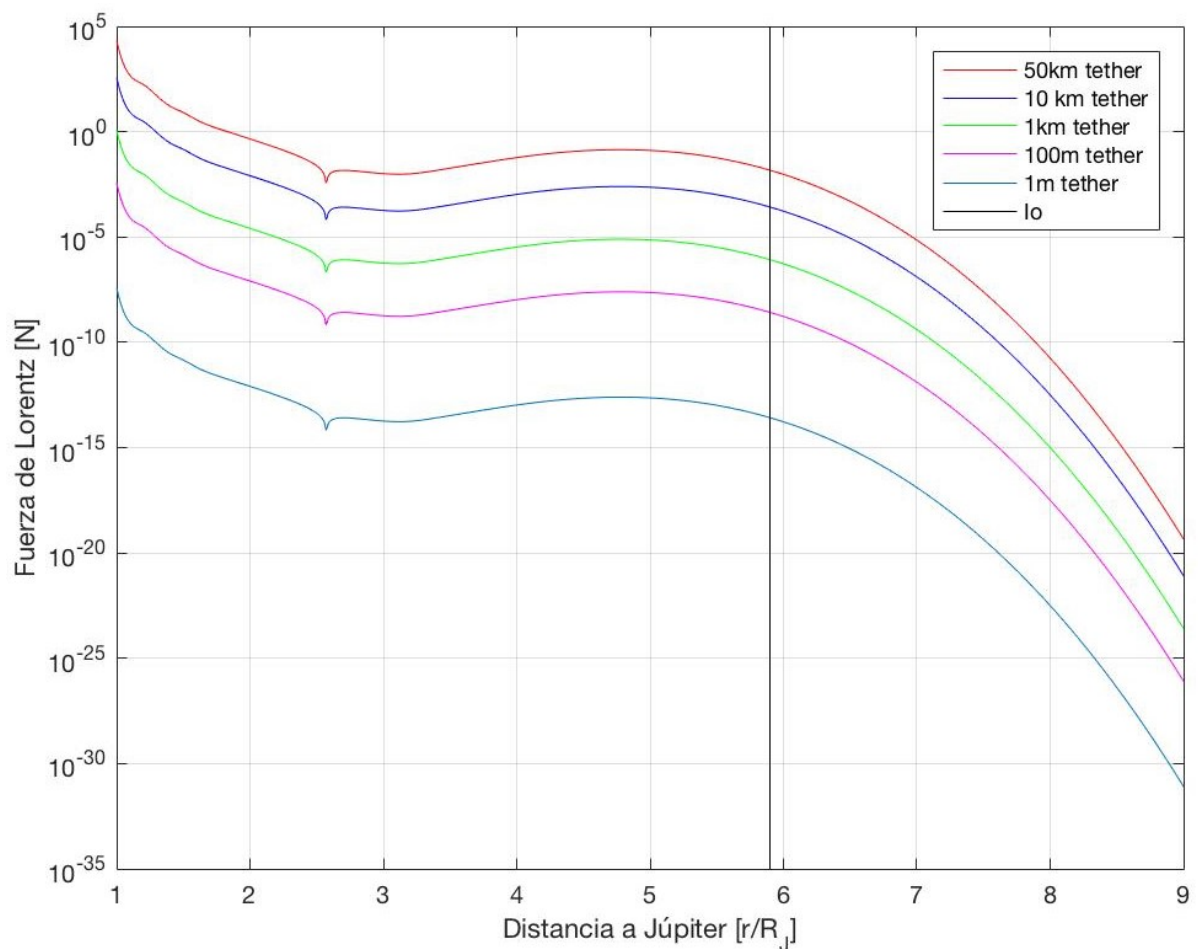


Figura 7.1: Representación de la fuerza según la longitud de tether

Como trabajo de futuro se propone realizar un boom rígido de una longitud de 50 km y tratar de incluirlo en un CubeSat. Al mismo tiempo, se busca conseguir el menor diámetro efectivo posible para que ocupe poco espacio. También sería necesario incluir un estudio estructural para ver las cargas que se tienen que soportar en el lanzamiento y de la estructura con el boom, cuando éste está desplegado.

Bibliografía

- [1] WILEY J. LARSON AND JAMES R. WERTZ. *Space Mission Analysis and Design, 3rd edition (Space Technology Library, Vol. 8)*. Microcosm, 1999.
- [2] SPACEWORKS. *Nano-Microsatellite Market Forecast, 10th Edition (2020)*
- [3] JESÚS SALAZAR AVIS. *Proyecto Básico de Satélite de Observación de la Tierra con fines de ordenación y planificación urbana*. Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeronáutica.
- [4] PETER FORTESCUE, GRAHAM SWINERD, AND JOHN STARK. *Spacecraft Systems Engineering*. Wiley, 2011.
- [5] JUAN R. SANMARTÍN AND ENRICO C. LORENZINI. *Exploration of Outer Planets Using Tethers for Power and Propulsion*. Journal of propulsion and power, 2005.
- [6] JUAN R. SANMARTÍN, ENRICO C. LORENZINI AND MANUEL MARTINEZ-SANCHEZ *Electrodynamic Tether Applications and Constraints*. Journal of spacecraft and rockets, 2010.
- [7] ZHENG H. ZHU. *Mission Design for a CubeSat Deorbit Experiment Using an Electrodynamic Tether*. SPACE Conferences and Exposition, 2016.
- [8] SOO-JIN KANG AND HYUN-UNG OH. *On-Orbit Thermal Design and Validation of 1U Standardized CubeSat of STEP Cube Lab*. Hindawi Publishing Corporation, International Journal of Aerospace Engineering Volume 2016.
- [9] JUICE, JUPITER ICY MOONS EXPLORER. *Exploring the emergence of habitable worlds around gas giants*. Definition Study Report. ESA/SRE(2014)1, September 2014.
- [10] JUICE. *Exploring the emergence of habitable worlds around gas giants*. Assessment Study Report. ESA/SRE(2011)18 December 2011.
- [11] CUBESAT DESIGN SPECIFICATION. *California Polytechnic State University*.
- [12] CAPE CANAVERAL AIR FORCE STATION. *National Park Service*. Webpage.
- [13] ATLAS LAUNCH SYSTEM MISSION PLANNER'S GUIDE, ATLAS V ADDENDUM. *International launch services*. December 1999.
- [14] STEPHEN L. CANFIELD AND KIRK F. SORENSEN. *Design Rules and Analysis of a Capture Mechanism for Rendezvous between a Space Tether and Payload*. NASA.

- [15] RAFAEL VÁZQUEZ VALENZUELA. *Apuntes de Mecánica Orbital y Vehículos Espaciales*.
- [16] FERMÍN NAVARRO MEDINA. *Apuntes de Vehículos Espaciales*. Universidad de Vigo
- [17] GUNTER'S SPACE PAGE. *MiTEE (Miniature Tether Electrodynamics Experiment)* .
- [18] GUNTER'S SPACE PAGE. *Stars-C*.
- [19] ORIOL ARAGON CASALED. *Estudio de una constelación de observación terrestre en órbita LEO (Low Earth Orbit)*. Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeronáutica.
- [20] FLORES GÓMEZ SAHEL ISKANDER. *Simulación y pruebas de control de estabilización para micro-satélites*. Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeronáutica.
- [21] ESDUROSAT. *EPS I, OnBoard Computer, X-band Transmitter, X-band Patch Antenna, 1U solar panel x/y*.
- [22] GOMSPACE. *EPS, NanoMind A3200, NanoPower P110, NanoPower P31u*.
- [23] ISISPACE. *iEPS, iOBC, Estructura, CubeSat solar panels*.
- [24] XIPHOS. *Q7 Processor*.
- [25] AUGUSTUS. *S2DR HRTX*.
- [26] CLYDE SPACE. *CPUT X-band Transmitter, Estructura*.
- [27] IQSPACECOM. *XLink*.
- [28] ANYWAVES. *X-band Antenna*.
- [29] DHV TECHNOLOGY. *DHV-CS-10*.
- [30] NPC SPACEMIND. *SM Solar Panels, Estructura*.
- [31] CRYSTALSPACE. *P1U Vasik*.